



République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la
Recherche Scientifique



Université Saad DAHLEB de Blida
Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales

MEMOIRE DE MASTER

Spécialité : Aéronautique

Option : Structure d'avion

Etude de la stabilité statique d'un avion et d'un drone en régime subsonique

Présenté par :

Saoudi Sara

Dirigé par :

Mr. Chegrani Ahmed

Année Universitaire : 2023/2024

ملخص

يتناول مشروع نهاية الدراسة الاستقرار الساكن للطائرة وبدون طيار في نظام تحت سرعة الصوت. يتألف الجزء الأول من دراسة مفاهيم الاستقرار في الحالات الطولية والاتجاهية – الجانبية.

في الجزء الثاني، تطبيق عددي على والطائرة بدون طيار. وأخيرًا، تم تطوير برنامج "مطلب" للتحقق من صحة ذلك استنادًا إلى العمل الذي قام به الباحثون في هذا المجال.

الكلمات مفتاحية:

الاستقرار الساكن للطائرات والطائرات بدون طيار، الاستقرار الساكن الطولي للطائرات والطائرات بدون طيار طائرة بدون طيار، الاستقرار الجانبي للطائرات والطائرات بدون طيار.

Résumé :

Ce projet fin d'étude (PFE) traite la stabilité statique d'un avion et d'un drone en régime subsonique. La première partie consiste à l'étude des concepts de la stabilité statique dans le cas longitudinal et latéral-directionnel. Dans la deuxième partie, une application numérique est faite sur un avion et un drone. Finalement, un programme Matlab est élaboré avec une validation qui se fait selon les travaux effectués par les chercheurs dans ce domaine.

Mots Clés : - Stabilité statique avion et drone, Stabilité statique longitudinale avion et drone, Stabilité statique latérale-directionnelle avion et drone

Abstract :

This projet deals with the static stability of an aircraft and a drone in the subsonic regime. The first part consists of a study of the concepts of static stability in the longitudinal and lateral-directional cases. In the second part, a numerical application is made on a plane and a drone. Finally, a Matlab program is developed with validation based on work carried out by researchers in this field.

Keywords : - Static stability aircraft and drone, Static longitudinal stability aircraft and drone, Lateral-directional static stability

DEDICACE

À mes merveilleux parents, dont le soutien indéfectible et l'amour inconditionnel ont été mes piliers tout au long de ce parcours académique.

À mes frères et sœurs, qui ont partagé avec moi chaque étape de cette aventure, me rappelant toujours que je ne suis jamais seule dans mes défis.

À ma grande famille, pour leur soutien constant et leurs encouragements chaleureux qui ont nourri ma détermination à atteindre mes objectifs.

À mes amis, qui ont été ma source d'inspiration, de motivation et de joie à chaque instant. Ce projet porte votre empreinte à tous, car chacun de vous a contribué à sa manière à mon chemin vers la réussite.

REMERCIEMENTS

Au Nom d'Allah, le Tout Miséricordieux, le Très Miséricordieux,

Je commence par exprimer ma gratitude à Allah, le Tout-Puissant, pour m'avoir guidé et soutenu tout au long de ce voyage académique. Sa lumière a éclairé mon chemin, et je Lui suis infiniment reconnaissante pour Sa grâce et Sa miséricorde.

À mon encadreur, monsieur CHEGRANI AHMED, je souhaite exprimer ma profonde reconnaissance pour son dévouement, son expertise et son soutien inconditionnel tout au long de la réalisation de mon Projet de Fin d'Études. Ses conseils éclairés et son encouragement constant ont été d'une valeur inestimable, et j'ai énormément appris sous sa direction.

Je tiens également à remercier les membres du jury pour leur temps, leur expertise et leur évaluation attentive de mon travail. Leurs commentaires constructifs ont enrichi mon projet et ont contribué à son amélioration.

Enfin, je souhaite exprimer ma gratitude à tous ceux qui ont apporté leur soutien, leur encouragement et leurs conseils tout au long de ce projet, ainsi qu'à ma famille et à mes amis pour leur amour et leur soutien indéfectibles

Table des matières

Liste des Tableaux	3
Notations et Abréviations	4
Introduction générale.....	8
Chapitre I Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques.....	10
I.1 Paramètres géométriques de l'avion	10
I.1.1 Introduction :.....	10
I.1.2 Les caractéristiques géométriques du fuselage :	10
I.1.3 La géométrie de l'empennage horizontal :	11
I.1.4 La géométrie de l'empennage vertical :.....	12
I.2 Coefficients aérodynamiques.....	16
I.2.1 Coefficients aérodynamiques longitudinal :.....	16
I.2.2 Coefficients aérodynamiques latérale-directionnelle :.....	19
C_y : le coefficient total de la force latérale.	21
I.3 Récapitulation de certains termes	21
I.3.1 La trajectoire de vol:.....	21
I.3.2 L'angle d'attaque (α) :.....	21
I.3.3 L'angle de dérapage (β) :	22
Chapitre II Stabilité statique longitudinale	24
II.1 Stabilité et contrôle statiques longitudinaux avec manche fixe	24
II.1.1 Introduction :.....	24
II.1.2 Etat d'équilibre en vol dans le plan de symétrie	24
II.1.3 Corde aérodynamique moyenne.....	25
II.1.4 Critère longitudinal de contrôle	26
II.1.5 Critère de stabilité statique longitudinale.....	26
II.1.6 Valeurs souhaitables de C_{m0} et C_{mα}	26
II.1.7 Effet de la déviation de la gouverne de profondeur sur la courbe C _m cg en fonction de α	27
II.1.8 L'expression de C_mcg en fonction de CL	27
II.1.9 C_mcg et C_{mα} exprimés comme la somme des contributions des différentes composants de l'avion.....	28
II.1.10 Contributions de l'aile à C_mcg et C_{mα}	29
II.1.11 Contributions de l'empennage horizontal au C_mcg et au C_{mα} :.....	31
II.1.12 Contribution du fuselage au C_mcg et C_{mα}	34
II.1.13 Contribution de la nacelle au C_{mα}	36
II.1.14 Contributions du système de propulsion au C_mcg et C_{mα}	36

II.1.15	Cm_{cg} et Cm_α totale de l'avion :	36
II.1.16	Point neutre manche fixe	37
II.1.17	Marge statique de la stabilité.....	38
II.1.18	Contrôle longitudinal.....	38
II.1.19	Détermination du point neutre du manche à partir des essais en vol le test d'un avion en vol	40
II.2	Stabilité et contrôle statiques longitudinaux manche libre	42
II.2.1	Introduction.....	42
II.2.2	Moment de charnière.....	43
II.2.3	Angle flottant de la gouverne de profondeur (δ_{e free}).....	44
II.2.4	Niveau de stabilité statique dans le cas manche libre (dC_{cmg}/dα)	45
II.2.5	Point neutre manche libre x'NPc	46
II.2.6	Force du manche et gradient de force du manche	46
Chapitre III	Stabilité statique latérale-directionnelle.....	51
III.1	Stabilité statique directionnelle et contrôle.....	51
III.1.1	Introduction.....	51
III.1.2	Critères d'équilibre et de stabilité statique autour de l'axe z	51
III.1.2.1	Dérapiage et lacet	51
III.1.3	Contribution de l'aile au C_{nβ}	53
III.1.4	Contribution du fuselage au C_{nβ}	54
III.1.5	Contribution du système de propulsion au C_{nβp}	55
III.1.6	Contribution de l'empennage vertical.....	56
III.1.7	Stabilité statique directionnelle	58
III.1.8	Contrôle directionnel.....	60
III.2	Stabilité statique latérale et contrôle.....	64
III.2.1	Introduction.....	64
III.2.2	Stabilité statique du mouvement autour de l'axe des x – effet dièdre.....	64
III.2.3	Le moment de roulis et sa convention	65
III.2.4	Critère de stabilité	65
III.2.5	Contribution de l'aile au C'_{lβ}	65
III.2.6	Contribution du fuselage au C'_{lβ}	68
III.2.7	Contribution de l'empennage vertical au C'_{lβ}	68
III.2.8	Contributions dues à l'hélice et aux volets au C'_{lβ}	69
III.2.9	L'angle de dièdre	69
III.2.10	Moment de roulis induit par les ailerons	71
III.2.11	Discussion générale sur les commandes	75

III.2.12	Commandes assistée et commande électrique et commandes de vol électriques	76
III.2.13	Équilibrage de masse du contrôle	77
III.2.14	L'empennage entièrement mobile	77
III.2.15	Elevons.....	77
III.2.16	Empennage en V.....	78
III.2.17	Configuration avec deux empennage verticaux	78
Chapitre IV	Résultats et interprétation	80
IV.1	Introduction.....	80
IV.1.1	Description de programme	80
IV.1.2	Model de l'avion et de Drone.....	80
IV.2	Les résultats.....	83
IV.2.1	Cas longitudinaux	83
IV.2.2	Cas stabilité latérale-directionnelle.....	84
Chapitre V	Conclusion	91
REFERENCES	92

Liste des figures

Liste des figures

Figure I-1: Les composants d'un avion.....	10
Figure I-2: La géométrie du fuselage	11
Figure I-3 : l'empennage vertical	13
Figure I-4 : Géométrie de l'aile	14
Figure I-5: Profil.....	14
Figure I-6 : L'angle d'attaque (α)	22
Figure I-7 : Angle de dérapage (β)	22
Figure II-1 : Variations de $2,5 C_{mcg}$ VS α pour les avions stables et instables.....	27
Figure II-2 : CL en fonction de α	28
Figure II-3 : Contributions de l'aile	30
Figure II-5 : montre schématiquement les forces et le moment sur l' empennage	33
Figure II-6 : C_{mcg} en fonction de α pour un avion subsonique à faible nombre de Mach .	37
Figure II-7 : Variation de la stabilité statique longitudinale en fonction de la position	38
Figure II-8 : Détermination du point neutre à partir des données des essais en vol.....	41
Figure II-9 : Disposition schématique de la gouverne de profondeur et du manche.....	42
Figure II-10 : Variation du coefficient de pression en fonction de α_t et δ_e	43
Figure III-1 : Angles de dérapage et lacet	52
Figure III-2 : Hélice et empennage vertical en dérapage	55
Figure III-3 : Courant de glissement d'une hélice en dérapage	56
Figure III-4 : Portance latéral sur l'empennage verticale	57
Figure III-5 : Effet du taux de roulis.....	61
Figure III-7 : Contribution de l'angle dièdre au $C'l$	66
Figure III-8 : Effect of wing location on $C'l\beta$	68
Figure III-9 : Contribution de l'empennage verticale à $C'l\beta$	69
Figure III-10 : Fig. Avion avec un dièdre négatif.....	70
Figure III-11 : Théorie des panneaux	72
Figure III-12 : Paramètres de la surface de contrôle et les longueurs des cordes.....	75
Figure III-13 : un cornet non blindé et blindé	76
Figure III-14 : Aileron frisé.....	76
Figure IV-1 : la variation de coefficient de moment de de tangage avec l'angle d'attaque	83
Figure IV-2 : la variation de coefficient de moment de de tangage avec l'angle d'attaque	84

Liste des figures

Figure IV-3 : Variation de coefficient de moment de lacet avec l'angle de dérapage	85
Figure IV-4 : Variation du coefficient de moment de roulis avec l'angle de dérapage	86
Figure IV-5 : Variation de coefficient de moment de lacet avec l'angle de dérapage	87
Figure IV-6 : Variation du coefficient de moment de roulis avec l'angle de dérapage	88

Liste des Tableaux

Tableau IV-1 : Les critères de la stabilité.....	88
--	----

Notations et Abréviation

l_b : Longueur de fuselage, mesure la distance entre le nez de l'avion et l'empennage

w : Largueur maximal du fuselage

h : Hauteur maximum de fuselage est la distance verticale entre le plancher de la cabine et le plafond

h_1 : Taille de fuselage au quart de la Longueur de fuselage à partir de nez

h_2 : Taille de fuselage à trois quart de la Longueur de fuselage à partir de nez

d : Diameter de la partie cylindrique

cg : Position du point central de gravité par rapport au nez

S_b : Surface maximale du fuselage

$S_{B_{wet}}$: Surface Mouillé du fuselage

b_h : Envergure de l'empennage horizontal

C_{R_h} : Corde d'emplanture de l'empennage horizontal

$(\bar{C})_h$: Corde aérodynamique moyenne

S_h : Surface de la forme plane l'empennage horizontal

Λ_{LEh} : Flèche de bord d'attaque de l'empennage horizontal

$\Lambda_{c/4h}$: Flèche au quart de corde de l'empennage horizontal

$\Lambda_{c/2h}$: Flèche à la moitié de la corde l'empennage horizontal

S_{wet_h} : Surface mouillée l'empennage horizontal

Γ_h : Angle de dièdre l'empennage horizontal

L_{act} : Localisation du centre aérodynamique par rapport au nez.

b_v : Envergure de l'empennage vertical.

C_{R_v} : Corde à l'emplanture de l'empennage vertical.

S_v : Surface de la forme plane l'empennage vertical.

A_v : Allongement l'empennage vertical

λ_v : Effilement l'empennage vertical

Λ_{LEv} : Flèche au bord d'attaque de l'empennage vertical

$\Lambda_{c/4v}$: Flèche au quart de la corde de l'empennage vertical

$\Lambda_{c/2v}$: Flèche à la moitié de la corde de l'empennage vertical

S : Surface d'aile

b : Envergure d'aile

e : Epaisseur

$Z(\mathbf{x})$: Ligne de cambrure moyenne ou squelette

A : Allongement.

cr : Corde au niveau de l'emplanture

ct : Corde à l'extrémité d'aile.

λ : Effilement d'aile.

\bar{c} : Corde aérodynamique moyenne

Λ_{LE} : Flèche de bord d'attaque

$\Lambda_{c/4}$: Flèche au quart de la corde	C_{L0} : Coefficient de portance (avion) d'incidence nulle.
$\Lambda_{c/2}$: Flèche à la moitié de la corde	$C_{L\alpha}$; Variation de la portance de l'avion due à la variation d'angle d'attaque.
Γ : Angle de dièdre	C_{Lih} ; Variation de la portance de l'avion avec l'angle d'incidence du stabilisateur.
n : Nombres de nacelle.	$C_{L\delta e}$: Variation de la portance de l'avion avec l'angle du gouvernail de profondeur.
S_n : Surface maximale estimée de nacelle.	C_{Lh} : Coefficient de portance de l'empennage horizontal
$S_{n_{wet}}$: Surface mouillée estimée de nacelle.	C_{Ln} : Coefficient de portance de la nacelle
l_n : Longueur de nacelle sans cône d'échappement	C_D : Coefficient de la traînée (avion).
Z : Altitude	C_{D0} : Coefficient de traînée (avion) d'incidence nulle
W : Poids d'avion	$C_{D\alpha}$: Variation de la traînée de l'avion avec l'angle d'incidence
a : Vitesse de son.	C_{Dih} : Variation de la traînée de l'avion avec l'angle de calage du stabilisateur.
V : Vitesse d'avion.	$C_{D\delta e}$: Variation de la traînée de l'avion avec l'angle du gouvernail de profondeur.
M : Nombre de mach	C_{Dw} : Coefficient de la traînée de l'aile
ρ : Densité	C_{Df} : Coefficient de la traînée du fuselage.
μ : Viscosité dynamique.	C_{Dh} : Coefficient de la traînée de l'empennage horizontal.
I : Moment d'inertie	C_{Dn} : Coefficient de la traînée de la nacelle.
R_e : Nombre de Reynolds	C_m : Coefficient de moment de tangage.
ℓ : Joignant le bord d'attaque au bord de fuite.	C_{m0} : Coefficient de moment d'incidence nulle.
f : Flèche	$C_{m\alpha}$: Variation du moment de tangage avec l'angle d'incidence.
h : Epaisseur maximale	C_{mih} : Variation du moment de tangage avec l'angle de calage du stabilisateur
$\frac{h}{\ell}$: Epaisseur relative	$C_{m\delta e}$: Variation du moment de tangage avec l'angle de la gouverne de profondeur
c : Courbure relative	C_T : Coefficient de la poussée.
C_L : Coefficient de portance total de l'avion.	
\bar{q} : Pression dynamique	
S : Surface de l'avion	
L : Portance	
α : Angle d'attaque.	

C_l : Coefficient de roulis.	c.a.m : La corde aérodynamique moyen
β : Angle de dérapage	M_{cg} : Moment autour le centre de gravité
C_{l0} : Coefficient de roulis d'angle de dérapage nul	C_{mcg} : Coefficient du moment de tangage autour c.g.
$C_{l\beta}$: Variation du coefficient de roulis par rapport à l'angle de dérapage	α_w : Angle d'attaque de l'aile .
$C_{l\delta a}$: Variation du coefficient de roulis par rapport à la déflexion des ailerons.	i_w : Angle d'incidence.
$C_{l\delta r}$: Variation du coefficient de roulis par rapport à la déflexion de la gouverne de direction.	x_{ac} : Distance entre la c.a et le bord d'attaque de la c.a.m.
C_n : Moment de lacet total de l'avion	x_{cg} : Distance du c.g. par rapport au bord d'attaque de la c.a.m.
C_{n0} : Coefficient de moment de lacet pour un dérapage et des débattements nuls.	Z_{cgw} : Distance entre l'a.c. et le c.g.
$C_{n\beta}$: Variation du coefficient de moment de lacet due au dérapage, également appelée la dérivée de stabilité directionnelle.	V_H : Facteur de volume de l' empennage
$C_{n\delta a}$: Variation du coefficient de moment de lacet due à la déflexion de l'aileron.	η : Efficacité de l' empennage
$C_{n\delta r}$: Variation du coefficient de moment de lacet due à la déflexion de la gouverne de direction	T : Poussée
C_y : Force latérale totale de l'avion.	Z_p : Distance perpendiculaire de la ligne de poussée par rapport au FRL .
C_{y0} : Coefficient de la force latérale d'avion pour un dérapage et des débattements nulles	ε : Angle d' abattage
$C_{y\beta}$: Variation du coefficient de la force latérale due au dérapage, également appelée la dérivée de la force latérale due au dérapage	δ_e : Déflexion de la gouverne de profondeur
$C_{y\delta a}$: Variation du coefficient de la force latérale due à la déflexion de l'aileron	δ_t : Déflexion du tab
$C_{y\delta r}$: Variation du coefficient de la force latérale due à la déflexion de la gouverne de direction.	δ_r : Déflexion de la gouverne de direction et
c.a : centre aérodynamique	δ_{rt} : Déflexion du tab lier de la gouverne de direction.
c.g : centre de gravité.	δ_a : Déflexion de l'aileron
	H_e : Mmoment de
	C_p : Coefficient de pression
	$\delta_{e\ free}$: Angle flottant
	p : Taux de roulis en radians par seconde
	l_f : Longueur du fuselage
	Y_p : Force latérale

$\dot{\psi}$: Vitesse angulaire

Abréviation

FRL : Ligne de référence du fuselage .

c.a : centre aérodynamique .

c.g : centre de gravité.

c.a.m : La corde aérodynamique moyen.

Introduction générale

Un système est dit statiquement stable lorsqu'une petite perturbation provoque des forces et des moments qui tendent à ramener le système vers sa position non perturbée. Si les forces et les moments tendent à éloigner le système de sa position d'équilibre, on dit que le système est statiquement instable. Dans le cas d'un système ayant une stabilité statique neutre, aucune force ni aucun moment n'est créé par la perturbation.

Dans le domaine de l'aéronautique, Les premières tentatives d'étude de la stabilité des véhicules en vol ont été faites par Sir George Cayley (1774-1857) qui a également réalisé des expériences sur des modèles de planeurs à empennage et gouvernail horizontaux. De puis cette étude en évolution continue jusqu'à présente.

La stabilité statique des aéronefs est un sujet d'une importance cruciale. Elle régit la capacité d'un aéronef à maintenir une attitude stable et prévisible en vol, ce qui garantit la sécurité et le contrôle pendant toutes les phases de vol. La compréhension des mécanismes sous-jacents de la stabilité statique est essentielle à la conception et à l'exploitation d'aéronefs sûrs et efficaces.

La stabilité statique se compose de deux parties ; longitudinale et latérale-directionnelle. Pour que l'avion soit stable dans l'air il faut que les deux parties soient vérifiées.

Ce projet de fin d'étude se concentre sur l'analyse approfondie de la stabilité statique des avions en régime subsonique, en explorant les principes fondamentaux qui régissent ce phénomène complexe. Nous examinerons en détail, les moments et les coefficients aérodynamiques qui agissent sur un avion ainsi que les critères qui influent sur sa stabilité statique de l'avion, pour cela nous avons développé un programme en langage MATLAB afin de calculer et tracer les courbes de l'évolution des coefficients aérodynamiques pour un avion et un drone.

Cette étude est divisée en 4 chapitres :

Le chapitre I, consiste à donner les paramètres géométriques de l'avion à savoir les dimensions et les coefficients aérodynamiques.

Le Chapitre II, consiste à étudié la stabilité statiques longitudinal.

Le Chapitre III, s'intéresse aux caractéristiques de la stabilité statique latérale-directionnelle.

Le Chapitre IV, on a discuté des résultats trouvés.

Ce projet de fin d'étude se termine par une conclusion générale.

Le chapitre I :

*Paramètres géométriques de
l'avion et les coefficients
Aérodynamiques*

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

I.1 Paramètres géométriques de l'avion

I.1.1 Introduction :

L'avion est un appareil plus lourd que l'air, propulsé par un moteur, dont la puissance de vol est principalement obtenue par des réactions aérodynamiques sur des surfaces fixes. Les avions peuvent être à hélices ou à réaction, pour le transport de passagers ou pour des missions militaires. L'avion est soumise à des réglementations et principalement pour des raisons de sécurité. De nos jours, l'industrie aéronautique prend conscience de l'empreinte écologique du transport aérien et s'efforce de concevoir des avions plus respectueux de l'environnement.

Le décollage, la montée, la croisière, la descente et l'atterrissage sont les phases d'un vol. La masse de l'avion est un élément essentiel à considérer lors du vol. le fuselage, l'empennage horizontal et l'empennage vertical. Les ailes, la nacelle et les moteurs constituent les principaux composants d'un avion.

Ces composantes ont des caractéristiques géométriques présentées ci-dessous [1][2] :

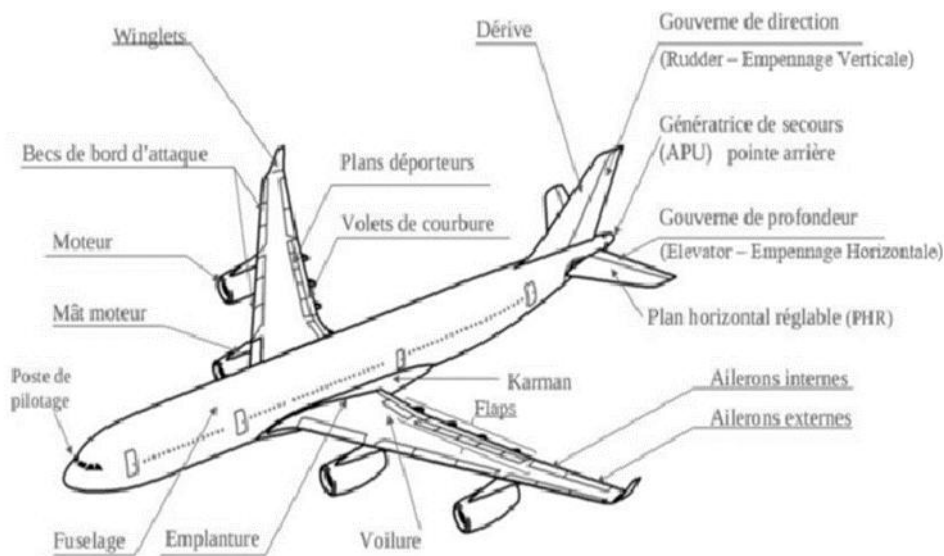


Figure I-1: Les composants d'un avion

I.1.2 Les caractéristiques géométriques du fuselage :

- Longueur de fuselage, mesure la distance entre le nez de l'avion et la queue l_b
- Largeur maximal du fuselage w

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

- Hauteur maximum de fuselage est la distance verticale entre le plancher de la cabine et le plafond h
- Taille de fuselage au quart de la longueur de fuselage à partir de nez h_1
- Taille de fuselage à trois quart de la Longueur de fuselage à partir de nez h_2
- Diamètre de la partie cylindrique d
- Position du point central de gravité par rapport au nez cg
- La surface maximale du fuselage S_b
- La surface Mouillé $S_{B_{wet}}$

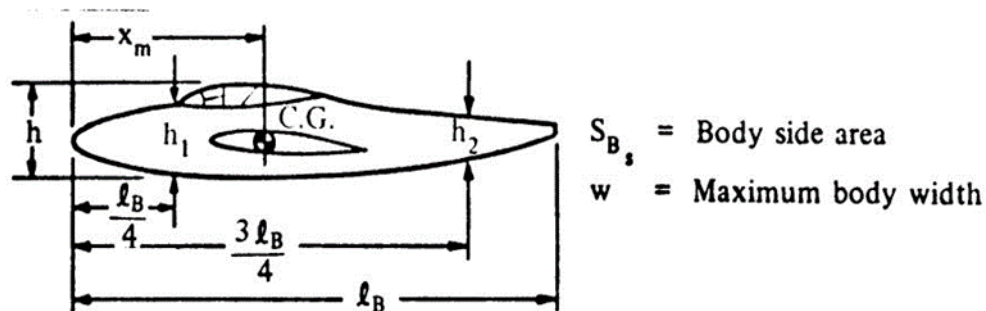


Figure I-2: La géométrie du fuselage

I.1.3 La géométrie de l'empennage horizontal :

Le dimensionnement de l'empennage horizontal est un élément essentiel pour garantir la stabilité en tangage de l'avion, en déterminant la surface et la position optimale du stabilisateur horizontal.

- Envergure de l'empennage horizontal b_h
- Corde d'emplanture de l'empennage horizontal C_{Rh}
- Corde aérodynamique moyenne C_h
- Surface de la forme plane S_h

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

- Flèche au bord d'attaque de l'empennage horizontal $\Lambda_{LE h}$
- Flèche au quart de corde de l'empennage horizontal $\Lambda_{C/4 h}$
- Flèche à la moitié de la corde $\Lambda_{C/2h}$
- Surface mouillée S_{wet_h}
- Angle de dièdre Γ_h
- Position du centre aérodynamique par rapport au nez $L_{ac t}$

I.1.4 La géométrie de l'empennage vertical :

Le dimensionnement de l'empennage vertical doit être réalisé de manière à assurer une bonne stabilité en lacet et une manœuvrabilité satisfaisante de l'appareil .

- Envergure de l'empennage vertical b_v
- Corde à l'emplanture de l'empennage vertical C_{R_v}
- Surface de la forme plane S_v
- Allongement A_v
- Effilement λ_v
- Flèche au bord d'attaque de l'empennage vertical $\Lambda_{LE v}$
- Flèche au quart de la corde de l'empennage vertical $\Lambda_{C/4 v}$
- Flèche à la moitié de la corde de l'empennage vertical $\Lambda_{C/2v}$

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

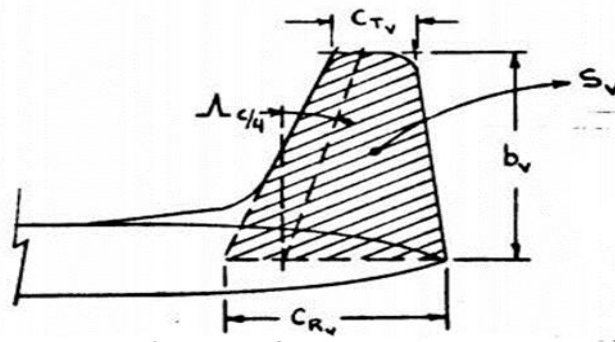


Figure I-3 : l'empennage vertical

I.1.5 Géométrie de l'aile

La géométrie de l'aile est un élément important de la conception d'un avion. En comprenant les différents paramètres géométriques et leurs effets sur les performances.

- Surface d'aile S
- Envergure d'aile b
- Epaisseur e
- Ligne de cambrure moyenne ou squelette $Z(x)$
- Allongement A
- Corde au niveau de l'emplanture c_r
- Effilement d'aile λ
- Corde aérodynamique moyenne \bar{c}
- Flèche de bord d'attaque Λ_{LE}
- Flèche au quart de la corde $\Lambda_{c/4}$

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

- Flèche à la moitié de la corde $\Lambda_{c/2}$
- Angle de dièdre Γ

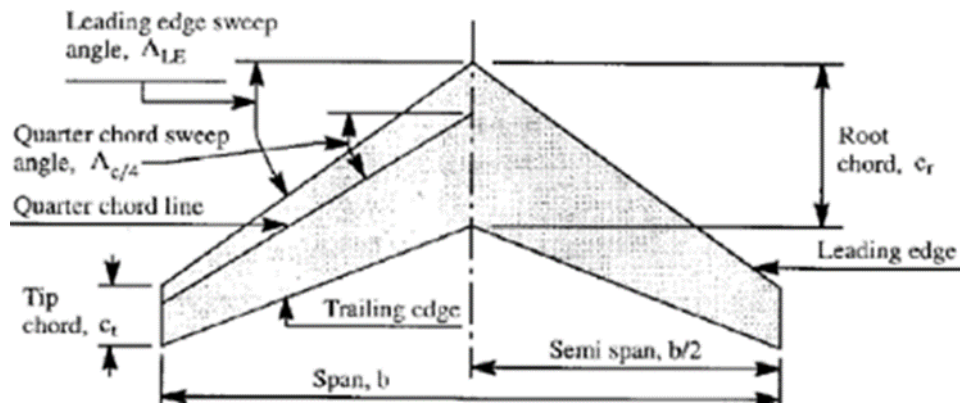


Figure I-4 : Géométrie de l'aile

La section de l'aile par un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion est appelée le profil. Un avion de tourisme n'aura pas le même profil qu'un avion de transport.

Les principaux éléments de la géométrie d'un profil d'aile d'avion :

- Corde d'un profil ℓ : est joignant le bord d'attaque au bord de fuite.
- Flèche f est la distance maximale entre la corde et la ligne moyenne du profil
- L'épaisseur maximale h : est la distance maximale existante entre d'une part l'extrados, d'autre part l'intrados.
- L'épaisseur relative $\frac{h}{\ell}$: est le rapport de l'épaisseur maximale sur la longueur de la corde.
- Courbure relative $\frac{c}{\ell}$: est le rapport de la flèche maximale sur la corde du profil.

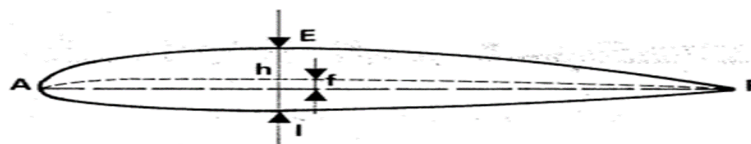


Figure I-5: Profil

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

I.1.6 Géométrie de la nacelle

- Nombre de nacelle n
- Surface mouillée estimée $S_{n\ wet}$
- Surface maximale estimée S_n
- Longueur de nacelle sans cône d'échappement l_n

Conditions de vol:

Z: Altitude

W : Poids d'avion

a : Vitesse de son.

V : Vitesse d'avion.

M: Nombre de mach

ρ : Masse volumique de l'air

μ : Viscosité dynamique.

I: Moment d'inertie

R_e : Nombre de Reynolds : C'est un paramètre clé qui influence les caractéristiques aérodynamiques de l'avion.

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

I.2 Coefficients aérodynamiques

I.2.1 Coefficients aérodynamiques longitudinal :

I.2.1.1 Coefficient de portance C_L :

La portance de l'avion est donné par :

$$L = C_L \bar{q} S \quad \text{I-1}$$

Où C_L : Coefficient de portance total de l'avion.

\bar{q} : Pression dynamique

S: Surface de l'avion

Le coefficient de portance C_L est un paramètre fondamental en aérodynamique qui peut être calculé de manière détaillée pour différents composants d'un véhicule aérodynamique comme un avion ou un projectile. Le coefficient de portance de l'état stabilisé dépend des facteurs suivants :

- Angle d'attaque.
- Déflexion des gouvernes.
- Pression dynamique.
- Nombre de Reynolds.
- Nombre de Mach.

Le coefficient de portance total C_L d'un avion équipé d'une gouverne de profondeur et d'un empennage horizontal peut être représenté par une série de Taylor du premier ordre comme suit:

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{i_h}} i_h + C_{L_{\delta_e}} \delta_e \quad \text{I-2}$$

Où

C_{L_0} : Représente la valeur de C_L pour $\alpha=i_h=\delta_e=0$,

C_{L_α} : Représente la variation de C_L en fonction de l'angle d'attaque α ,

$C_{L_{i_h}}$: Représente la variation de C_L en fonction de l'angle d'incidence du stabilisateur i_h ,

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

$C_{L_{\delta_e}}$: représente la variation de C_L en fonction de l'angle de la gouverne de profondeur δ_e . [2][3]

I.2.1.2 Le coefficient de trainée C_D :

La trainée de l'avion est donnée par l'expression suivante :

$$D = C_D \bar{q} S \quad \text{I-3}$$

Où :

C_D est le coefficient de trainée totale.

Le coefficient de trainée de l'état stabilisé dépend des facteurs suivants :

- Angle incidence.
- Coefficient moyen de frottement
- Pression dynamique.
- Déflexion des gouvernes.
- Nombre de Mach.
- Nombre de Reynolds.
- Surface mouillée de l'avion.

Le coefficient de trainée est calculé pour un avion avec une gouverne de profondeur et un empennage horizontal à calage variable à l'aide de la série de Taylor du premier ordre:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_{i_h}} i_h + C_{D_{\delta_e}} \delta_e \quad \text{I-4}$$

Où :

C_{D_0} : La valeur de C_D pour $\alpha = i_h = \delta_e = 0$.

C_{D_α} : Changement du coefficient de trainée de l'avion dû à la variation de l'angle d'incidence.

$C_{D_{i_h}}$: Changement du coefficient de trainée de l'avion dû à la variation de l'angle d'incidence du stabilisateur pour $\alpha = \delta_e = 0$.

$C_{D_{\delta_e}}$: Changement du coefficient de trainée de l'avion dû à la variation d'angle de déflexion de la gouverne de profondeur. Pour $\alpha = i_h = 0$

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

Un autre coefficient de traînée de l'avion est défini pour les applications de performance, avec une portance nulle, une déflexion de gouverne nulle et un calage nul du stabilisateur, noté \bar{C}_{D_0} , à ne pas confondre avec C_{D_0} . Ainsi, la forme standard de la polaire de traînée d'un avion est la suivante :

$$C_D = \bar{C}_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad \text{I-5}$$

Où

A : Allongement de l'aile.

e : Facteur d'Oswald.

\bar{C}_{D_0} : Valeur du coefficient de traînée pour une portance nulle. On peut souvent écrire de la manière suivante : $\bar{C}_{D_0} = f/S$

f : L'équivalent de la surface parasite, qui est lui-même dépend de la surface totale mouillée S_{wet} et du coefficient de frottement superficiel C_f . [2][3]

I.2.1.3 Coefficient de moment de tangage C_m :

Le moment de tangage de l'avion est donné par:

$$M_A = C_m \bar{q} S \bar{c} \quad \text{I-6}$$

C_m : le coefficient du moment de tangage total de l'avion

Le coefficient de moment de l'état stabilisé dépend des facteurs suivants :

- Angle d'incidence.
- Braquage des gouvernes.
- Pression dynamique.
- Nombre de Mach.
- Nombre de Reynolds.
- Moment dû la position du centre de référence (habituellement le centre de gravité).

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

Le coefficient de moment de tangage est calculé pour un avion avec une gouverne de profondeur et un empennage horizontal à calage variable à l'aide de la série de Taylor du premier ordre :

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{i_h}} i_h + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \quad \text{I-7}$$

Où

C_{m_0} : Valeur du coefficient de moment pour $\alpha = i_h = \delta_e = 0$.

C_{m_α} : Changement du coefficient de moment de tangage de l'avion dû à la variation de l'angle d'attaque.

$C_{m_{i_h}}$: Changement du coefficient de moment de tangage de l'avion dû à la variation de l'angle d'incidence du stabilisateur. Pour $\alpha = \delta_e = 0$

$C_{m_{\delta_e}}$: Changement du coefficient de moment de tangage de l'avion dû à la variation de l'angle de la gouverne de profondeur. Pour $\alpha = i_h = 0$. [2][3]

I.2.1.4 Coefficient de poussée C_T :

Les effets indirects de la poussée sont fréquemment modélisés en utilisant les dérivées du coefficient de poussée qui est donné par :

$$C_T = T/\bar{q}S \quad \text{I-8}$$

I.2.2 Coefficients aérodynamiques latérale-directionnelle :

I.2.2.1 Moment de roulis total de l'Avion L_A :

Le moment de roulis total d'un avion est exprimé par :

$$L_A = c_l \bar{q} s b \quad \text{I-9}$$

Où

C_l : Coefficient de moment de roulis total.

Le coefficient de moment de roulis de l'état stabilisé dépend des facteurs suivants :

- Angle de dérapage
- Déflexion de la gouverne.
- Déflexion de contrôle la gouverne de direction
- Pression dynamique.
- Nombre de Mach.

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

- Nombre de Reynolds.
- Moment de référence.

Pour un avion équipé des ailerons et de la gouverne de direction, L'expression du coefficient de moment de roulis total est donnée par :

$$C_l = C_{l0} + C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_A}\delta_A + C_{l\delta_R}\delta_R \quad \text{I-10}$$

Où

C_{l0} : Coefficient de moment de roulis pour un dérapage et des déflexions nulles.

Cette expression est nulle dans le cas des avions possédant le plan XZ comme un plan de symétrie.

$C_{l\beta}$: Variation du coefficient de moment de roulis due au dérapage, également appelée la dérivée de moment de roulis due au dérapage ou l'effet dièdre.

$C_{l\delta_A}$: Variation du coefficient de moment de roulis due à la déflexion de l'aileron.

$C_{l\delta_R}$: Variation du coefficient de moment de roulis due à la déflexion de la gouverne de direction. [2][3]

I.2.2.2 Le moment de lacet total de l'avion N_A :

Le moment de lacet total d'un avion est donné par

$$N_A = c_n \bar{q} s b \quad \text{I-11}$$

Où

c_n : Coefficient de moment de lacet total.

L'expression du coefficient de moment de lacet total est donnée par :

$$c_n = C_{n0} + C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_a}\delta_a + C_{n\delta_R}\delta_R$$

Avec

C_{n0} : Coefficient de moment de lacet pour un dérapage et des débattements nuls. Cette expression est nulle dans le cas des avions possédant le plan XZ comme un plan de symétrie

$C_{n\beta}$: Variation du coefficient de moment de lacet due au dérapage, également appelée la dérivée de stabilité directionnelle

$C_{n\delta_a}$: Variation du coefficient de moment de lacet due à la déflexion de l'aileron

$C_{n\delta_R}$: Variation du coefficient de moment de lacet due à la déflexion de la gouverne de direction. [2][3]

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

I.2.2.3 La force latérale totale de l'avion :

La force latérale totale d'un avion s'écrit sous la forme :

$$F_{AY} = C_y \bar{q} S \quad \text{I-12}$$

C_y : le coefficient total de la force latérale.

L'expression du coefficient total de la force latérale est donnée par :

$$C_y = C_{y0} + C_{y\beta} \beta + C_{y\delta_a} \delta_a + C_{y\delta_R} \delta_R \quad \text{I-13}$$

Où

C_{y0} : Coefficient de la force latérale d'avion pour un dérapage et des déflexions nulles.

Cette expression est nulle dans le cas des avions possédant le plan XZ comme un plan de symétrie

$C_{y\beta}$: Variation du coefficient de la force latérale due au dérapage, également appelée la dérivée de la force latérale due au dérapage

$C_{y\delta_a}$: Variation du coefficient de la force latérale due à la déflexion de l'aile

$C_{y\delta_R}$: Variation du coefficient de la force latérale due à la déflexion de la gouverne de direction. [2][3]

I.3 Récapitulation de certains termes

I.3.1 La trajectoire de vol:

La trajectoire fait référence au trajet ou à la ligne le long duquel le centre de gravité de l'avion se déplace. En un point, la tangente de cette courbe donne l'orientation de la vitesse de vol à ce moment-là de la mission.

I.3.2 L'angle d'attaque (α) :

Il est défini comme l'angle entre la corde d'un profil aérodynamique et le vent relatif. Il influence les forces aérodynamiques telles que la portance (L) et la traînée (D), qui sont respectivement perpendiculaires et parallèles à la direction du vent relatif.

Paramètres géométriques de l'avion et les coefficients Aérodynamiques

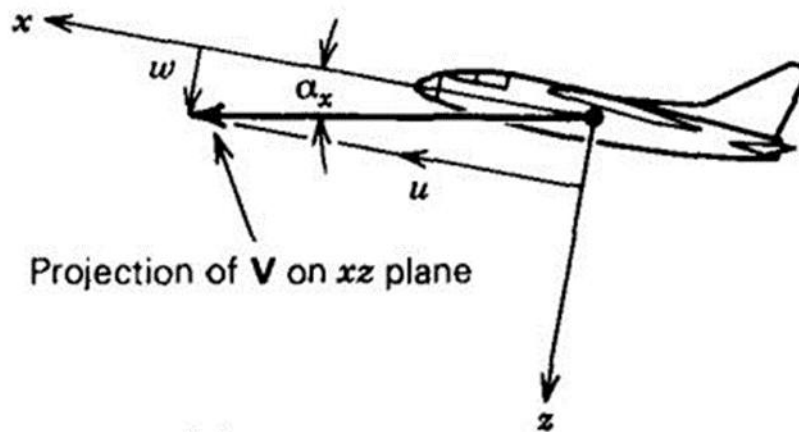


Figure I-6 :L'angle d'attaque (α)

I.3.3 L'angle de dérapage (β) :

C'est l'angle entre le vecteur vitesse (\mathbf{V}) et le plan de symétrie.

L'angle d'attaque et l'angle de dérapage sont deux concepts fondamentaux en aérodynamique.

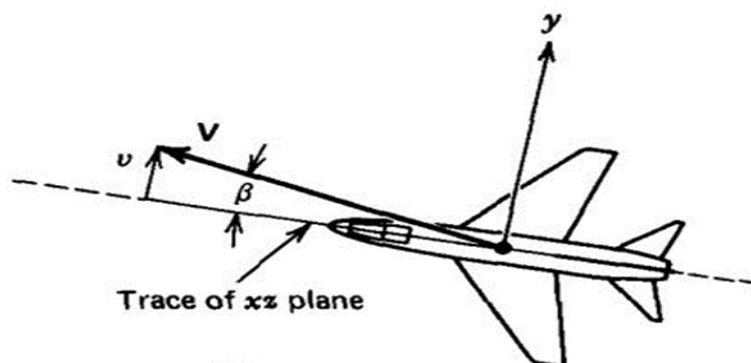


Figure I-7 :Angle de dérapage (β)

Chapitre II :

Stabilité statique longitudinale

Stabilité statique longitudinale

II.1 Stabilité et contrôle statiques longitudinaux avec manche fixe

II.1.1 Introduction :

Dans l'analyse de la stabilité statique, on étudie les forces et les moments causés par la perturbation pour déterminer si ces moments ont tendance à ramener l'avion au point d'équilibre ou non. On prend également en compte les moments de la perturbation pour déterminer si ces moments ont tendance à retourner l'avion à l'état d'équilibre ou non.

L'analyse de la stabilité longitudinale porte sur les mouvements dans le plan de symétrie, c'est-à-dire les déplacements le long des axes x et z et la rotation autour de l'axe y.

Par cas de fixation du manche, nous entendons que, même après l'application de la perturbation, le manche est maintenu fixe ou que la commande n'a pas besoin d'être changée. le manche est maintenu fixe ou la surface de contrôle conserve sa déflexion comme dans l'état non perturbé. [4]. [5]

II.1.2 Etat d'équilibre en vol dans le plan de symétrie

Il faut considérer que l'avion est initialement en état d'équilibre pour analyser la stabilité. Si nous considérons le vol en palier, les conditions d'équilibre sont les suivantes :

$$T - D = 0$$

$$L - W = 0$$

$$M_{cg} = 0$$

Ces équations impliquent que :

- ◆ La poussée doit équilibrer la traînée en réglant correctement la manette du gaz du moteur
- ◆ La portance doit équilibrer le poids par un choix approprié du coefficient de portance à la vitesse et à l'altitude de vol choisies.
- ◆ Le moment de tangage produit par l'aile, le fuselage, l'empennage et d'autres éléments doit être contrebalancé par le moment produit par la gouverne de profondeur.

Stabilité statique longitudinale

Par conséquent, le contrôle longitudinal nécessite la possibilité de ramener M_{cg} à zéro en braquant les commandes de manière adéquate. Afin d'être opérationnel dans diverses conditions de vol, il est nécessaire que la gouverne de profondeur dispose d'une surface adéquate et d'une plage de débattement adéquate. Concernant la stabilité statique longitudinale, il est essentiel d'abord d'examiner la rotation autour de l'axe y. Le moment de tangage (M ou M_{cg}) correspond au moment autour de l'axe y.

Il est pratique de travailler en termes de coefficient de moment de tangage (C_{mcg}), qui est donné par :

$$C_{mcg} = \frac{M_{cg}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c}} \quad \text{II-1}$$

Où

ρ : la masse volumique ambiante de l'air

V : vitesse de vol

S : surface de référence de l'aile

\bar{c} : corde aérodynamique moyenne de l'aile. [6][7]

II.1.3 Corde aérodynamique moyenne

On peut rappeler que la corde aérodynamique moyenne \bar{c} est définie comme suit :

$$\bar{c} = \frac{1}{S} \int_{-b/2}^{b/2} c^2 dy \quad \text{II-2}$$

Où

c : corde locale de l'aile

b : envergure de l'aile.

La corde aérodynamique moyenne pour une aile trapézoïdale est donnée par :

$$\bar{c} = \frac{2 c_r (1 + \lambda + \lambda^2)}{3 (1 + \lambda)} \quad \text{II-3}$$

L'effilement est :

$$\lambda = c_t / c_r$$

c_t : corde à l'extrémité de l'aile

Stabilité statique longitudinale

c_r : corde à l'emplanture de l'aile

II.1.4 Critère longitudinal de contrôle

Pour l'équilibre, le coefficient de moment de tangage par rapport au centre de gravité vérifie :

$$C_{mcg} = 0$$

Si le coefficient de moment de tangage par rapport au centre de gravité est mis à zéro par une déviation appropriée des commandes, on dit que l'avion est compensé en tangage.

II.1.5 Critère de stabilité statique longitudinale

Le critère de stabilité statique longitudinale est que lorsqu'un avion est perturbé dans le plan de symétrie, il a tendance à revenir à son état d'équilibre. Dans l'analyse longitudinale de la stabilité statique, la variation de l'angle d'attaque ($\Delta\alpha$) est considérée comme une perturbation. Son effet sur le changement du moment de tangage, ΔM_{cg} , est examiné pour évaluer la stabilité statique longitudinale.

La rafale changerait la direction du vent relatif et provoquerait un changement de l'angle d'attaque. La déviation de la gouverne de profondeur par le pilote entraînera également un changement de l'angle d'attaque.

II.1.5.1 Explication alternative du critère de stabilité statique longitudinale

Le critère de stabilité statique longitudinale est:

$$\begin{aligned} (dM_{cg} / d\alpha) &< 0 \text{ pour la stabilité statique} \\ &> 0 \text{ pour l'instabilité} \\ &= 0 \text{ pour la stabilité neutre} \end{aligned}$$

Ou

$$\begin{aligned} dC_{mcg} / d\alpha \text{ ou } C_{m\alpha} &< 0 \text{ pour la stabilité statique} \\ &> 0 \text{ pour l'instabilité} \\ &= 0 \text{ pour la stabilité neutre} \end{aligned}$$

II.1.6 Valeurs souhaitables de C_{m0} et $C_{m\alpha}$

Les courbes C_{mcg} en fonction de α pour deux avions A et B sont illustrées dans la figure. Les deux les configurations A et B sont en équilibre c'est-à-dire $C_{mcg} = 0$ au point P sans déviation de surface de contrôle (gouverne de profondeur). Cependant, à partir du critère de stabilité avec $C_{m\alpha} < 0$, la configuration A est stable et avec $C_{m\alpha} > 0$, la configuration B est instable.

Stabilité statique longitudinale

Par conséquent, un avion est statiquement stable si : C_{m0} est positif et $C_{m\alpha}$ est négatif.

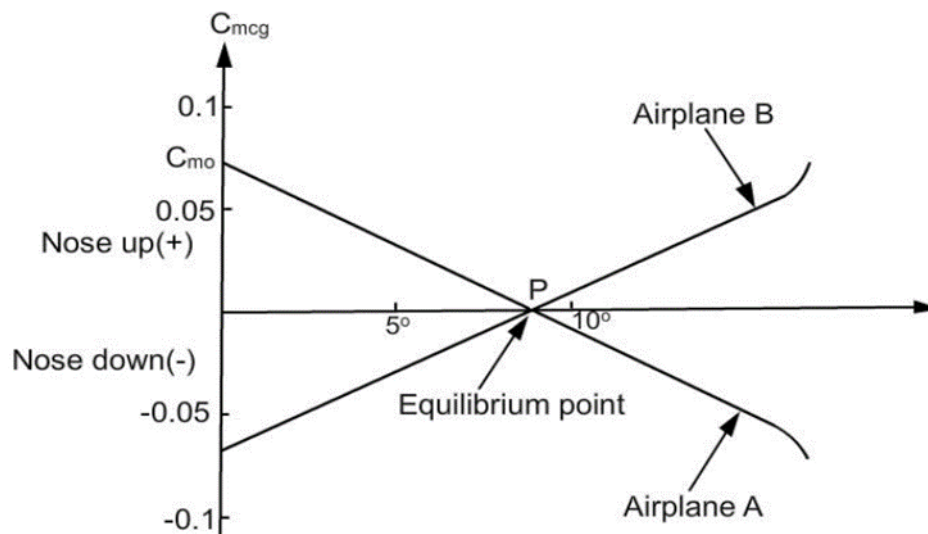


Figure II-1 : Variations de $2,5 C_{m_{cg}}$ VS α pour les avions stables et instables

II.1.7 Effet de la déviation de la gouverne de profondeur sur la courbe $C_{m_{cg}}$ en fonction de α

Le braquage de la gouverne de profondeur produit un moment de tangage par rapport au centre de gravité. Alors, la valeur de C_{m0} de l'avion change et la courbe $C_{m_{cg}}$ en fonction de α . Cependant, $C_{m\alpha}$ ne change pas en raison du braquage de la gouverne de profondeur et la pente de la courbe $C_{m_{cg}}$ en fonction de α est la même que dans le cas de la gouverne de profondeur non braquée. Aussi le braquage de la gouverne de profondeur entraîne une modification de la valeur de α à laquelle $C_{m_{cg}}$ est nul ou bien l'avion est en trim. On peut souligner que le braquage de la gouverne de profondeur est désigné par δ_e et la déflexion vers le bas de la gouverne de profondeur est considérée comme positive.

II.1.8 L'expression de $C_{m_{cg}}$ en fonction de C_L

La courbe C_L en fonction de α pour un avion est presque linéaire loin de décrochage, Dans ce cas, $C_{m_{cg}}$ peut être tracé en fonction de C_L et dC_m/dC_L peut être utilisé comme critère de stabilité statique à la place de $C_{m\alpha}$. [16]

Notant

Stabilité statique longitudinale

$$\begin{aligned} \frac{dC_m}{d\alpha} &= \frac{dC_m}{dC_L} \frac{dC_L}{d\alpha} \\ &= \frac{dC_m}{dC_L} C_{L\alpha} \end{aligned} \quad \text{II-4}$$

Rendements : $\frac{dC_m}{dC_L} = \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}}$

Lorsque C_L en fonction de α est linéaire, le critère de stabilité statique longitudinale est :

$dC_m/dC_L < 0$ pour la stabilité statique

$dC_m/dC_L > 0$ pour l'instabilité

$dC_m/dC_L = 0$ pour la stabilité neutre

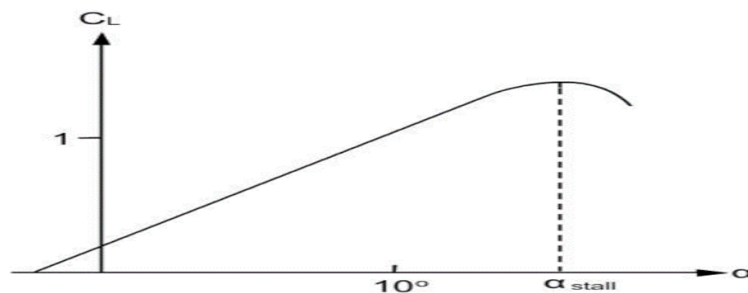


Figure II-2 : C_L en fonction de α

II.1.9 C_{mcg} et $C_{m\alpha}$ exprimés comme la somme des contributions des différents composants de l'avion

Les contributions au C_{mcg} et $C_{m\alpha}$ sont dues à l'aile, fuselage, groupe motopropulseur et à l'empennage horizontal et l'empennage horizontal. Les forces et les moments produits par l'aile et l'empennage horizontal. Les contributions du fuselage, de la nacelle et le système de propulsion sont représentés sous forme de moments autour du centre de gravité et désignée par $M_{f,n,p}$. La ligne de référence du fuselage est désignée par FRL.

L'angle d'attaque (α) de l'avion est l'angle entre la vitesse de l'écoulement libre (V) et la ligne de référence du fuselage FRL, le centre de gravité de l'avion est représenté sur la figure. L'aile est représentée par sa corde aérodynamique moyenne (c.a.m.). Elle est placée à un angle d'incidence i_w par rapport à la ligne de référence du fuselage. L'angle d'attaque de l'aile (α_w) est donc égal à $\alpha + i_w$. La portance de l'aile (L_w) est placée au centre aérodynamique de l'aile (c.a) avec un moment de tangage (M_{acw}). La traînée de l'aile (D_w) est également considérée comme agissant au centre aérodynamique de l'aile.

Stabilité statique longitudinale

L'empennage horizontal est également représenté par sa corde aérodynamique moyenne. Le centre aérodynamique de l'empennage est situé à une distance l_t derrière le c.g. L'empennage est monté à un angle i_t par rapport au FRL. La portance, la traînée et le moment de tangage dus à l'empennage sont respectivement L_t , D_t et M_{act} . Lorsque l'air passe devant l'aile, il subit une déflexion appelé downwash ε qui est représenté schématiquement. De ce fait, l'angle d'attaque de l'empennage horizontal est de $(\alpha + i_t - \varepsilon)$.

Dans ce contexte, le moment de tangage autour du c.g. peut être exprimé comme suit :

$$\begin{aligned}M_{cg} &= (M_{cg})_w + (M_{cg})_f + (M_{cg})_n + (M_{cg})_p + (M_{cg})_t \\C_{m_{cg}} &= \frac{M_{cg}}{\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c}} = (C_{m_{cg}})_w + (C_{m_{cg}})_{f,n,p} + (C_{m_{cg}})_t \\C_{m\alpha} &= (C_{m\alpha})_w + (C_{m\alpha})_{f,n,p} + (C_{m\alpha})_t\end{aligned}\quad \text{II-5}$$

W : aile

F: fuselage

N: nacelle

P : groupe motopropulseur

T : empennage horizontal. [5] [8] [9] [12]

II.1.10 Contributions de l'aile à $C_{m_{cg}}$ et $C_{m\alpha}$

La figure montre schématiquement les forces (portance, L_w et traînée, D_w) et le moment (M_{acw}) dues à l'aile et les positions relatives du centre aérodynamique de l'avion et du centre aérodynamique de l'aile.

L'aile est placée à un angle i_w par rapport à la ligne de référence fuselage (FRL). Cela permet au fuselage d'être horizontal en vol de croisière. Ainsi, $\alpha_w = \alpha + i_w$ ou $\alpha = \alpha_w - i_w$.

x_{ac} : la distance entre la c.a et le bord d'attaque de la c.a.m.

x_{cg} : la distance du c.g. par rapport au bord d'attaque de la c.a.m.

Z_{cgw} : la distance entre l'a.c. et le c.g.

Stabilité statique longitudinale

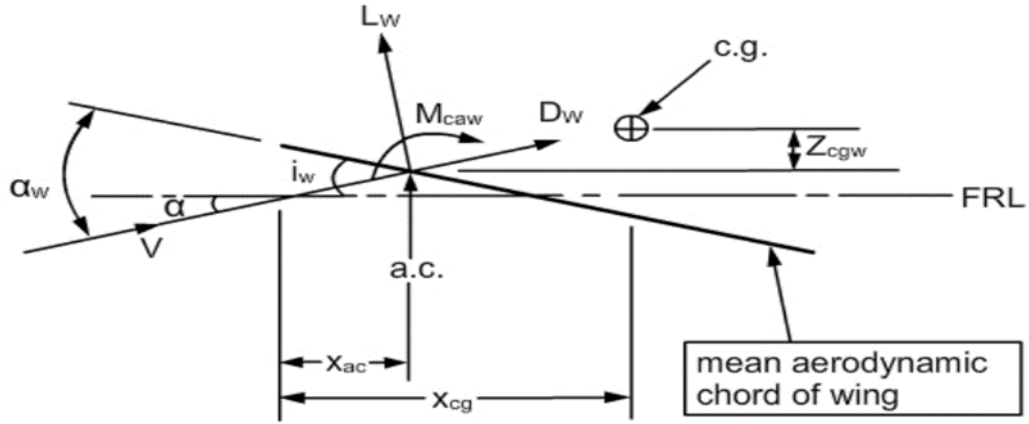


Figure II-3 : Contributions de l'aile

$$M_{cgw} = L_w \cos(\alpha_w - i_w) [x_{cg} - x_{ac}] + D_w \sin(\alpha_w - i_w) [x_{cg} - x_{ac}] + L_w \sin(\alpha_w - i_w) z_{cgw} - D_w \cos(\alpha_w - i_w) z_{cgw} + M_{acw}$$

$$C_{m_{cgw}} = \frac{M_{cgw}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c}} ; C_{L_w} = \frac{L_w}{\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c}} ; C_{D_w} = \frac{D_w}{\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c}} ; C_{m_{cg}} = \frac{M_{acw}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c}}$$

$$C_{m_{cgw}} = C_{L_w} \cos(\alpha_w - i_w) \left[\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right] + C_{D_w} \sin(\alpha_w - i_w) \left[\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right] + C_{L_w} \sin(\alpha_w - i_w) \frac{z_{cgw}}{\bar{c}} - C_{D_w} \cos(\alpha_w - i_w) \frac{z_{cgw}}{\bar{c}} + M_{acw}$$

Généralement :

$$(\alpha_w - i_w) < 10^\circ$$

Donc :

$$\cos(\alpha_w - i) = 1; \sin(\alpha_w - i_w) = (\alpha_w - i_w)$$

En négligeant les produits de petites quantités, Equationn réduit à:

$$C_{m_{cgw}} = C_{m_{acw}} + C_{L_w} \left[\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right] \quad \text{II-6}$$

Maintenant :

$$\begin{aligned} C_{L_w} &= C_{L_{\alpha_w}} (\alpha_w - i_w) \\ &= C_{L_{\alpha_w}} (\alpha_w + i_w - \alpha_{0L_w}) \\ &= C_{L_{\alpha_w}} (i_w - \alpha_{0L_w}) + C_{L_{0w}} \alpha \\ &= C_{L_{0w}} + C_{L_{\alpha_w}} \alpha \end{aligned} \quad \text{II-7}$$

Où

α_{0L_w} : l'angle de portance nul de l'aile

$$C_{L_{0w}} = C_{L_{\alpha_w}} (i_w - \alpha_{0L_w})$$

Stabilité statique longitudinale

C'est pourquoi

$$C_{m_{cgw}} = C_{m_{acw}} + C_{L0w} \left[\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right] + C_{L0w} \alpha \left[\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right] \quad \text{II-8}$$

II.1.10.1 Correction de $C_{m_{\alpha w}}$ pour tenir compte des effets des composantes horizontales de la portance et de la traînée et effet secondaire de l'emplacement de l'aile sur la stabilité statique

$$M_{cgwh} = L_w \sin(\alpha_w - i_w) Z_{cgw} - D_w \cos(\alpha_w - i_w) Z_{cgw}$$

En divisant par : $1/2 \rho V^2 S \bar{c}$ et $\cos(\alpha_w - i_w) \approx 1$, alors :

$$C_{m_{cgwh}} = [C_{Lw} \sin(\alpha_w - i_w) - C_{Dw}] \frac{Z_{cgw}}{\bar{c}}$$

Différentiation équation avec α donne:

$$C_{m_{\alpha wh}} = \left[\frac{dC_{Lw}}{d\alpha} \sin(\alpha_w - i_w) - C_{Lw} \cos(\alpha_w - i_w) - \frac{dC_{Dw}}{d\alpha} \right] \frac{Z_{cgw}}{\bar{c}}$$

$$C_{m_{\alpha wh}} = \left[2C_{Lw} - C_{L0w} - C_{L\alpha w} \frac{dC_{Dw}}{dC_L} \right] \frac{Z_{cgw}}{\bar{c}} \quad \text{II-9}$$

La polaire de traînée de l'aile peut être exprimé comme étant :

$$C_{Dw} = C_{D0w} + \frac{C_{Lw}^2}{\pi A e} \quad \text{II-10}$$

Alors :

$$\frac{dC_{Dw}}{dC_L} = \frac{C_{Lw}}{\pi A e}$$

$C_{m_{\alpha wh}}$ peut être donné par:

$$C_{m_{\alpha wh}} = \left[2C_{Lw} \left\{ 1 - \frac{C_{L\alpha w}}{\pi A e} \right\} - C_{L0w} \right] \frac{Z_{cgw}}{\bar{c}} \quad \text{II-11}$$

Et $C_{L\alpha w} = 2\pi \frac{A}{A+2}$

Avec : A = Allongement de l'aile. [5] [7]

II.1.11 Contributions de l'empennage horizontal au $C_{m_{cg}}$ et au $C_{m_{\alpha}}$:

II.1.11.1 Empennage classique, configuration canard et configuration sans empennage

L'empennage horizontal assure la stabilité autour de l'axe y et c'est pour cette raison qu'on l'appelle stabilisateur horizontal. Lorsque le stabilisateur horizontal est derrière l'aile, on parle de configuration d'empennage conventionnelle, pour atteindre l'équilibre avec la configuration de l'empennage conventionnelle, la portance sur l'empennage est généralement dirigée vers le

Stabilité statique longitudinale

bas. Cela signifie que la portance produite par l'empennage doit être réduite. Cela signifie que la portance produite par l'aile ne doit pas uniquement équilibrer le poids de l'avion mais aussi la portance est négative sur l'empennage. Ceci peut être évité si une surface de contrôle est située en avant de l'aile. Une telle configuration est appelée canard. Il existe des avions qui n'ont pas ni empennage horizontal ni la configuration canard. Dans ce cas, l'avion est appelé "Configuration sans empennage". [5]

II.1.11.2 Effet de la déflexion de l'écoulement d'air dû à l'aile sur l'angle d'attaque de l'empennage

L'aile est l'élément principal qui génère de la portance à l'avion. En produisant de la portance, l'aile induit un angle d'attaque sur l'écoulement d'air autour d'elle. L'angle induit par l'aile est positif à l'avant de l'aile et qui est appelé "upwash". Derrière l'aile, l'angle induit est négatif et s'appelle le "downwash". Il convient de rappeler que dans la théorie de la ligne portante, utilisée pour calculer l'écoulement le long d'une aile finie, un tourbillon en amont est situé à un quart de la ligne de corde et des tourbillons des extrémités derrière l'aile. Cette théorie permet de calculer la distribution des courants ascendants et descendants.

Il y a de la déflexion de l'écoulement d'air au quart de la corde de l'aile et l'angle de de la déflexion ($\varepsilon_{c/4}$) est donné par:

$$\varepsilon_{c/4} = (1 + \tau)(C_{Lw}/\pi A_w)$$

C_{Lw} : le coefficient de portance de l'aile,

A_w : L'allongement de l'aile

τ : dépend des paramètres de l'aile comme l'allongement, l'effilement et la flèche.

II.1.11.3 Expression de C_{mcgt}

Dans cette situation, il est désormais possible d'obtenir les contributions de l'empennage.

Dans la figure II- montre les forces et les moments sur l'empennage.

Stabilité statique longitudinale

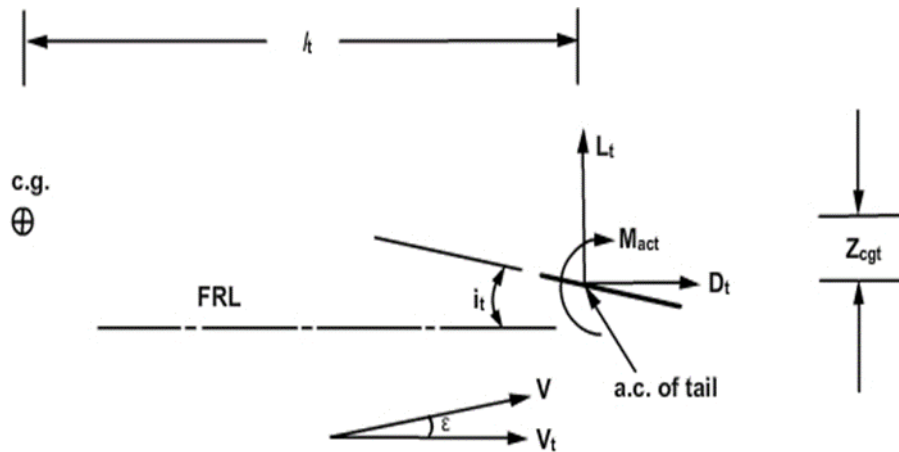


Figure II-4 : montre schématiquement les forces et le moment sur l'empennage

L'angle d'attaque de l'empennage horizontal est : $\alpha_t = \alpha + i_t - \varepsilon = \alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t$

Le moment de tangage par rapport au centre de gravité est :

$$M_{cgt} = -l_t C_{Lt} \frac{1}{2} \rho V_t^2 S_t$$

Le coefficient du moment de tangage est :

$$C_{mcgt} = \frac{M_{mcgt}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c}} = -\frac{S_t l_t (1/2) \rho V_t^2}{S \bar{c} (1/2) \rho V^2} C_{Lt} \quad \text{II-12}$$

Avec:

$(S_t/S)(l_t/\bar{c})$: rapport de volume de l'empennage qui est noté par V_H .
 $(1/2)\rho V_t^2/(1/2)\rho V^2$: l'efficacité de l'empennage qui est noté par η

Par conséquent, l'expression finale du coefficient du moment de tangage de l'empennage est :

$$C_{mcgt} = -V_H \eta C_{Lt} \quad \text{II-13}$$

II.1.11.4 Estimation de C_{Lt}

Un empennage se compose d'une partie fixe (stabilisateur) et des parties mobiles, à savoir la gouverne de profondeur et le compensateur ou tab. Le tab est situé près du bord de fuite de la gouverne de profondeur

En tenant compte des effets de α_t , δ_e et δ_t sur le coefficient de portance de l'empennage horizontal qui est exprimé comme :

Stabilité statique longitudinale

$$C_{Lt} = C_{Lat}\alpha_t + \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \delta_t} \delta_t \quad \text{II-14}$$

Cette expression n'est valable que lorsque la courbe C_{Lt} fonction de α est linéaire ou que l'angle d'attaque est inférieur à α_{stall} pour l'empennage horizontal. ε en un point donné dépend des paramètres de l'aile et de sa position. Cependant, ε est proportionnel à C_{Lw} . [5]

La forme générale de C_{Lt} est :

$$C_{Lt} = C_{Lat} \left[\dot{i}_t - \varepsilon_0 + \alpha \left(1 - \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right) \right] + \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \delta_t} \delta_t \quad \text{II-15}$$

II.1.11.5 Expression améliorée de C_{mcgt}

En remplaçant C_{Lt} dans l'équation de C_{mcgt} :

$$C_{mcgt} = -V_H \eta C_{Lat} \left[\dot{i}_t - \varepsilon_0 + \alpha \left(1 - \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right) \right] + \tau \delta_e + \tau_{tab} \delta_t \quad \text{II-16}$$

Avec :

$$\tau = \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \delta_e} / \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \alpha} ; \tau_{tab} = \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \delta_t} / \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \alpha}$$

$$C_{m0t} = -V_H \eta C_{Lat} (\dot{i}_t - \varepsilon_0) \quad \text{II-17}$$

II.1.12 Contribution du fuselage au C_{mcgt} et $C_{m\alpha}$

La contribution du fuselage au $C_{m\alpha}$ est estimée sur la base de la théorie des corps élancés, puis en appliquant des corrections à cette théorie et en appliquant ensuite des corrections pour les effets :

- Rapport de finesse
- Section transversale non circulaire
- Cambrure du fuselage
- Déflexion de l'écoulement due à l'aile. [5][8][12]

II.1.12.1 Contribution du fuselage au $C_{m\alpha}$ basée sur la théorie des corps élancés

L'écoulement potentiel devant un corps élancé axisymétrique a été étudié par Munk en 1924. Il a montré qu'un à un angle d'attaque a une distribution de pression et ne produit pas de force nette, mais un moment d'inertie. Il a montré que le taux de variation du moment avec l'angle d'attaque α , en radians, est donné par :

Stabilité statique longitudinale

$$\frac{dM}{d\alpha} = 2q \times \text{volume of body}$$

$$\text{Avec : } q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Par ailleurs, lorsque α est en degrés,

$$\frac{dM}{d\alpha} = \frac{q \times \text{volume of body}}{28,7} \quad \text{II-18}$$

II.1.12.2 Correction de la contribution du fuselage au moment pour le rapport de finesse

En général, le fuselage a une longueur finie. Pour un tel fuselage, Multhopp en 1942 a suggéré la correction suivante [5] :

$$\frac{dM}{d\alpha} = \frac{(K_2 - K_1)}{28,7} q \times \text{volume of body}$$

Où :

$(K_2 - K_1)$: Un facteur qui dépend du rapport de finesse (l_f / d_e) du fuselage ;

l_f : La longueur du fuselage

d_e : Le diamètre équivalent

II.1.12.3 Correction de la contribution du moment du fuselage pour la croix non circulaire rubrique

Pour un fuselage de section transversale non circulaire, l'équation est donné comme suit:

$$\frac{dM}{d\alpha} = \frac{(K_2 - K_1)}{28,7} q \int_0^{l_f} \frac{\pi}{4} W_f^2 dx = \frac{(K_2 - K_1)}{36,5} q \int_0^{l_f} W_f^2 dx$$

W_f : la largeur locale du fuselage.

La contribution du fuselage au $C_{m\alpha}$ peut être exprimée par :

$$C_{m\alpha f} = \frac{\frac{dM}{d\alpha}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c}}$$

II.1.12.4 Correction de la contribution au moment due au fuselage pour tenir compte de la cambrure du fuselage et la deflexion de l'écoulement d'air dues à l'aile.

Pour un fuselage avec cambrure, $C_{m\alpha gf}$ s'exprime comme :

$$C_{m\alpha gf} = C_{m\alpha of} + C_{m\alpha f} \alpha$$

Avec:

Stabilité statique longitudinale

$$C_{m0f} = \frac{(K_2 - K_1)}{36.5S\bar{c}} \sum_{x=0}^{l_f} W_f^2 (\alpha_{0Lf} + i_f) \Delta x \quad \text{II-19}$$

Et :

$$C_{maf} = \frac{(K_2 - K_1)}{36.5S\bar{c}} \sum_{x=0}^{l_f} W_f^2 \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \Delta x \quad \text{II-20}$$

II.1.13 Contribution de la nacelle au $C_{m\alpha}$

La contribution de la nacelle au $C_{m\alpha}$ peut être calculée de la même manière que pour le fuselage. Elle est généralement négligée.

II.1.14 Contributions du système de propulsion au C_{mcg} et $C_{m\alpha}$

La contribution du système de propulsion au C_{mcg} et $C_{m\alpha}$ se fait par deux effets qui sont l'effet directe et l'effet indirecte.

La contribution directe apparaît lorsque la direction du vecteur poussée ne coïncide pas avec la ligne passante par le c.g. La contribution directe écrite sous la forme

$$M_{cgp} = T \times Z_p$$

Où : T : La poussée

Z_p : La distance perpendiculaire de la ligne de poussée par rapport à la ligne de référence du fuselage (FRL)

$$C_{mcgp} = M_{cgp} / \left(\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} \right) \quad \text{II-21}$$

II.1.15 C_{mcg} et $C_{m\alpha}$ totale de l'avion :

On utilise le résultat important trouvé par les contributions du fuselage, de la nacelle et du système de propulsion qui sont exprimées ensemble comme :

$$(C_m)_{f,n,p} = (C_{m0})_{f,n,p} + (C_{m\alpha})_{f,n,p} \alpha$$

$$C_{mcg} = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta e} \delta_e$$

$$C_{m0} = C_{macw} + C_{L0w} \left[\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right] + (C_{m0})_{f,n,p} - V_H \eta C_{Lat} \{ i_t - \varepsilon_0 + \tau_{tab} \delta_t \}$$

$$C_{m\delta e} = -V_H \eta C_{Lat}$$

$$C_{m0} = C_{macw} + C_{L0w} \left[\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right] + (C_{m0})_{f,n,p} - V_H \eta C_{Lat} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad \text{II-22}$$

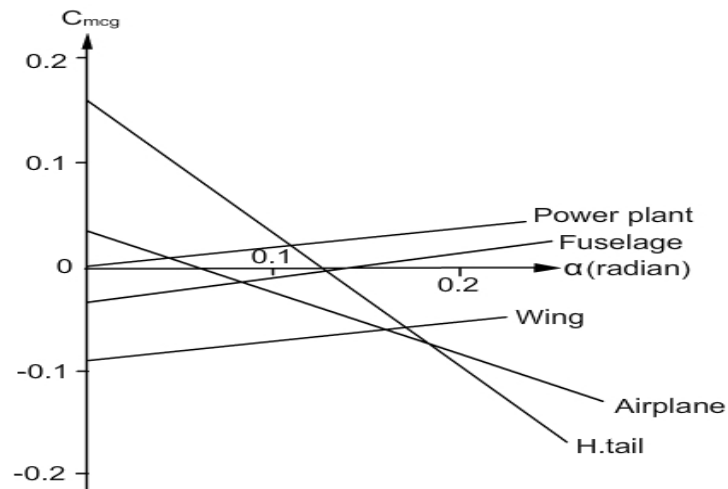


Figure II-5 : $C_{m\alpha}$ en fonction de α pour un avion subsonique à faible nombre de Mach

II.1.16 Point neutre manche fixe

Il convient de souligner que le centre de gravité de l'avion se déplace pendant le vol en raison de la consommation de carburant. De plus, la contribution de l'aile au $C_{m\alpha}$ dépend sensiblement de l'emplacement du centre de gravité, car elle est proportionnelle à ce dernier.

Lorsque le c.g. se déplace vers l'arrière, x_{cg} augmente et la contribution de l'aile devient de plus en plus positive. Il existe une position du centre de gravité à laquelle ($C_{m\alpha}$) à manche fixe devient nulle. Ce point est appelé le point neutre à manche fixe X_{NP} , dans ce cas, l'avion présente une stabilité neutre.

Si le centre de gravité se déplace vers l'arrière, l'avion devient instable. Les courbes $C_{m\alpha}$ en fonction de α pour les cas statiquement stables, neutres et instables sont représentées schématiquement dans la courbe suivante [5]:

Stabilité statique longitudinale

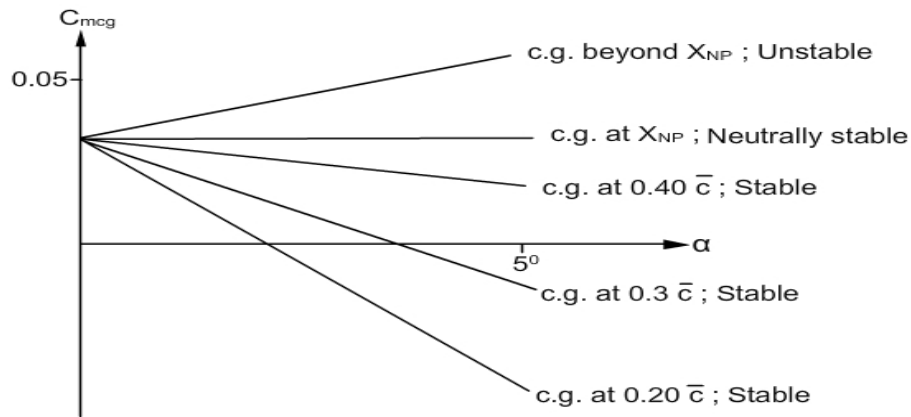


Figure II-6 : Variation de la stabilité statique longitudinale en fonction de la position du centre de gravité

L'expression pour x_{NP} peut être obtenue en posant $C_{m\alpha} = 0$ et $x_{cg} = x_{NP}$

Alors :

$$0 = +C_{L0w} \left[\frac{x_{NP}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right] + (C_{m\alpha})_{f,n,p} - V_H \eta C_{Lat} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

D'où

$$\frac{x_{NP}}{\bar{c}} = \frac{x_{ac}}{\bar{c}} - \frac{1}{C_{L0w}} \left\{ (C_{m\alpha})_{f,n,p} - V_H \eta C_{Lat} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right\}$$

II.1.17 Marge statique de la stabilité

La marge statique positive pour un avion statiquement stable est définie comme :

$$\left[\frac{x_{NP}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right]$$

On a:

$$(C_{m\alpha})_{stick-fixed} = C_{L0w} \left(\frac{x_{ac}}{\bar{c}} - \frac{x_{NP}}{\bar{c}} \right) \quad \text{II-23}$$

$$(C_{m\alpha})_{stick-fixed} = -C_{L0w} \times \text{marge statique}$$

II.1.18 Contrôle longitudinal

Un avion est dit trimé pour une vitesse de vols donnée et une altitude fixée, lorsque les moments sont nuls par un braquage approprié de la gouverne de profondeur.

Pour le mouvement longitudinal, le trim ou $C_{mcg} = 0$ est obtenue pour une inclinaison donnée de la gouverne. La convention concernant le braquage de la gouverne de profondeur est

Stabilité statique longitudinale

considéré comme positif pour une déflexion vers le bas. Cette déviation augmente la portance sur l'empennage et produit un moment négatif par rapport au centre de gravité.

Soit ΔC_L et $\Delta C_{m_{cg}}$ la portance et le moment de tangage dus à la déflexion de la gouverne de profondeur, c'est-à-dire à l'augmentation de la portance et du moment de tangage.

$$\Delta C_L = \Delta C_{Lt} = C_{L\delta_e} \delta_e ; C_{L\delta_e} = \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e}$$

$$\Delta C_{m_{cg}} = \Delta C_{m_{cgt}} = C_{m\delta_e} \delta_e ;$$

$$C_{m\delta_e} = \frac{\partial C_{m_{cg}}}{\partial \delta_e}$$

D'où :

$$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_{0L}) + C_{L\delta_e} \delta_e$$

$$C_{m_{cg}} = C_{m_0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \delta_e \quad \text{II-24}$$

α_{0L} : L'angle de portance nul de l'avion.

II.1.18.1 Puissance de la gouverne de profondeur ($C_{m\delta_e}$) :

Le coefficient $C_{m\delta_e}$ est appelée puissance de la gouverne de profondeur. Soit ΔL_{δ_e} le changement de la portance de l'avion due au braquage de la gouverne de profondeur qui est également le changement de la portance de l'empennage horizontal, c'est-à-dire

$$\Delta C_{L\delta_e} = \frac{\Delta L_{\delta_e}}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c}\right)} = \eta \frac{S_t}{S} (\Delta C_{Lt})_{\delta_e} = \eta \frac{S_t}{S} \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \delta_e} \delta_e \quad \text{II-25}$$

Où :

$$\frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} = C_{L\delta_e} = \eta \frac{S_t}{S} \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \delta_e}$$

$$\Delta C_{m_{cg}} = -V_H \eta \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \delta_e} = -V_H \eta \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \delta_e} \delta_e \quad \text{II-26}$$

Où

$$\frac{\partial C_m}{\partial \delta_e} = C_{m\delta_e} = -V_H \eta \frac{\partial C_{Lt}}{\partial \delta_e} = -V_H \eta \tau C_{L\alpha t} ; \tau = C_{L\delta_e} / C_{L\alpha t}$$

II.1.18.2 Paramètre d'efficacité du contrôle (τ)

La valeur " τ " est le paramètre d'efficacité de la gouverne de profondeur. La mesure de " τ " est influencé par les caractéristiques géométriques de l'empennage et de la gouverne de

Stabilité statique longitudinale

profondeur. Elle est cependant principalement influencée par (S_e / S_t) où S_e est la surface de la gouverne de profondeur.

II.1.18.3 Angle de la gouverne de profondeur pour le trim

Les étapes suivantes sont suivies pour obtenir l'angle de la gouverne de profondeur pour le trim (δ_{trim}). Pour trim on a $C_{m\dot{c}g} = 0$. [13]

Alors :

$$\delta_{trim} = \frac{-1}{C_{m\delta e}} [C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha_{trim}]$$

$$C_{Ltrim} = C_{L\alpha} (\alpha_{trim} - \alpha_{0L}) + C_{L\delta e} \delta_{trim}$$

Où

$$\delta_{trim} = \frac{-1}{C_{m\delta e}} \left[C_{m0} + \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} \{ C_{L\delta e} \delta_{trim} + \alpha_{0L} C_{L\alpha} \} \right]$$

$$\delta_{trim} = - \frac{[C_{L\alpha}(C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha_{0L}) + C_{m\alpha}C_{Ltrim}]}{[C_{m\delta e}C_{L\alpha} - C_{m\alpha}C_{L\delta e}]}$$

δ_{trim} en fonction de α_{trim} peut être donné comme :

$$\delta_{trim} = - \frac{C_{m0}}{C_{m\delta e}} - \frac{C_{m\alpha}}{C_{m\delta e}} \alpha_{trim}$$

Différenciation δ_{trim} avec C_L

$$\frac{d\delta_{trim}}{dC_{Ltrim}} = - \frac{C_{m\alpha}}{[C_{m\delta e}C_{L\alpha} - C_{m\alpha}C_{L\delta e}]}$$

II-27

II.1.19 Détermination du point neutre du manche à partir des essais en vol le test d'un avion en vol

Le test d'un avion en vol avec le centre de gravité au point neutre présente des risques. Ainsi, il est nécessaire d'obtenir le point neutre en extrapolant les résultats des essais en vol effectués lorsque l'avion est stable. Les équations suivantes qui ont été dérivées auparavant suggèrent une méthode.

$$\delta_{trim} = - \frac{C_{m0}}{C_{m\delta e}} - \frac{C_{m\alpha}}{C_{m\delta e}} \alpha_{trim}$$

$$\frac{d\delta_{trim}}{dC_{Ltrim}} = - \frac{C_{m\alpha}}{[C_{m\delta e}C_{L\alpha} - C_{m\alpha}C_{L\delta e}]}$$

Stabilité statique longitudinale

Il serait possible de suivre la procédure de test en vol afin de déterminer le point neutre :

1. Calibrer les instruments pour la mesure du braquage de la gouverne de profondeur durant le vol.
2. Déterminer le poids et le centre de gravité de l'avion au sol .
3. Ajuster l'altitude de l'avion et assurer un vol stabilisé. Assurez-vous de prendre en compte la vitesse et l'altitude du vol, ainsi que le braquage de la gouverne de profondeur. Essayez de répéter les mesures à différentes vitesses. Appliquez les ajustements requis aux divers relevés.
4. A partir du poids et les vitesses de vol, on obtient les valeurs de C_L de la manière suivante :

$$C_L = W / \left\{ \frac{1}{2} \rho_0 V_e^2 S \right\}$$

$V_e =$ vitesse équivalente. Tracer δ_{trim} en fonction de C_L

6. Répéter les essais pour divers positions du CG. En général, on obtient une modification du c.g. en modifiant le poids dans le compartiment à bagages. Acquérir δ_{trim} à diverses vitesses et représenter δ_{trim} en fonction de C_L .

7. Déterminer $d\delta_{trim}/dC_L$ pour les diverses situations et tracer $d\delta_{trim}/dC_L$ en fonction de la position du c.g. Extrapoler la ligne. Le point neutre est le point où la ligne coupe l'axe des x. comme indiqué dans la figure suivant :

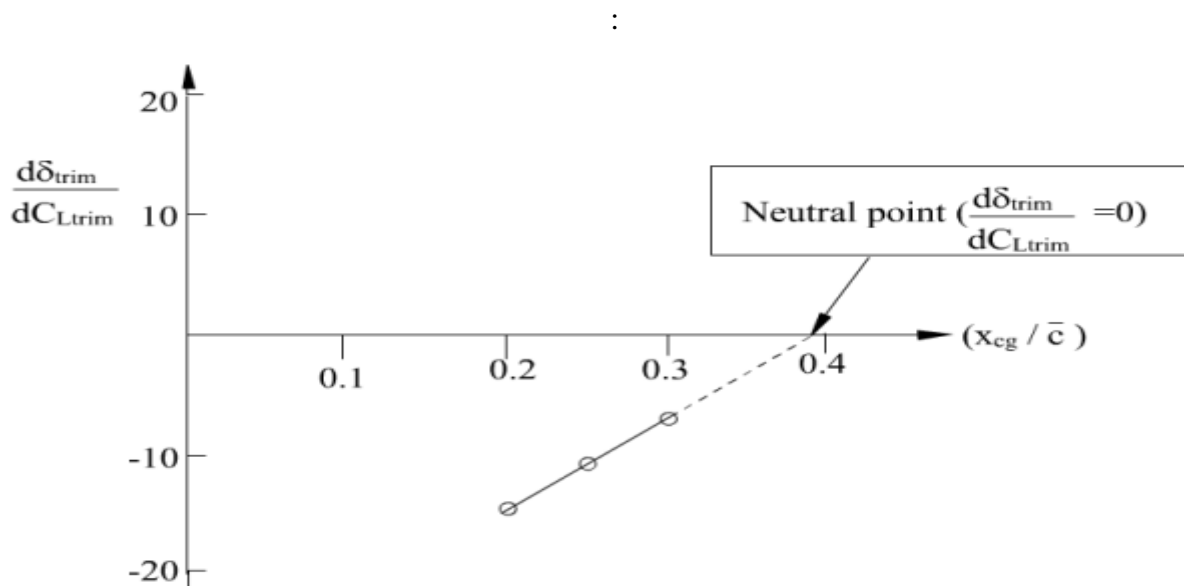


Figure II-7 : Détermination du point neutre à partir des données des essais en vol

Stabilité statique longitudinale

II.2 Stabilité et contrôle statiques longitudinaux manche libre

II.2.1 Introduction

Dans l'analyse de la stabilité statique longitudinale d'un avion à manche libre, on suppose que la déviation de la gouverne de profondeur reste constante même après une perturbation. L'analyse de la stabilité statique longitudinale lorsque la gouverne de profondeur est libre de tourner autour de sa ligne d'articulation est appelée stabilité à manche libre.

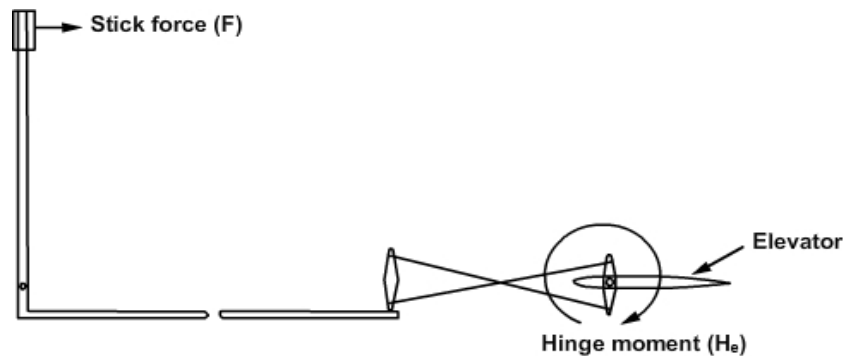


Figure II-8 : Disposition schématique de la gouverne de profondeur et du manche

Si une perturbation perturbe un avion volant à un angle d'attaque α , son angle d'attaque passe à $(\alpha + \Delta\alpha)$. Ainsi, l'empennage horizontal change également d'angle d'attaque avec celui de l'avion. Les angles d'attaque influencent la répartition de la pression sur la gouverne de profondeur.

L'angle d'attaque de l'empennage horizontal (α_t), le braquage de la gouverne de profondeur (δ_e) et le braquage du tab (δ_t) influencent la gouverne de profondeur. Ainsi, le temps qui passe autour de la ligne d'articulation de la gouverne de profondeur est également influencé par ces trois paramètres. De cette manière, lorsque la perturbation modifie α_t , le moment de la charnière évolue également.

La déviation de la gouverne de profondeur, qui peut se déplacer librement, est influencée par la perturbation, $\Delta\alpha$. Cela entraînerait une modification de la charge de l'empennage horizontal et, par conséquent, du moment autour du centre de gravité. Ainsi, la période autour du centre de gravité. Donc, on effectue une modification supplémentaire du $C_{m\dot{\alpha}}$ lorsque la gouverne de profondeur est disponible. Cela conduit aussi à une altération de $C_{m\alpha}$ et à une altération de la stabilité statique.[17]

Stabilité statique longitudinale

II.2.2 Moment de charnière

Afin d'étudier la stabilité statique, il est nécessaire d'évaluer la relation entre le moment généré et les paramètres α_t , δ_e et δ_t , le moment de charnière (H_e) correspond au moment où la pression est répartie sur la charnière de la surface de contrôle.

La définition du coefficient de moment d'articulation (C_{he}) est la suivante :

$$H_e = \frac{1}{2} \rho V^2 S_e \bar{c}_e C_{he} \quad \text{II-28}$$

Où :

$$C_{he} = \frac{H_e}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_e \bar{c}_e} \quad \text{II-29}$$

S_e : La surface de la gouverne de profondeur de la ligne d'articulation

\bar{c}_e : C.a.m. de la surface de la gouverne de profondeur à l'arrière de la ligne d'articulation

II.2.2.1 Variation du moment de charnière due à α_t et δ_e

Afin d'analyser les conséquences de α_t , δ_e , prenons en compte les variations de la répartition de la pression sur l'empennage causées par ces deux angles. L'empennage horizontal est soumis à une pression en raison de ces deux angles.

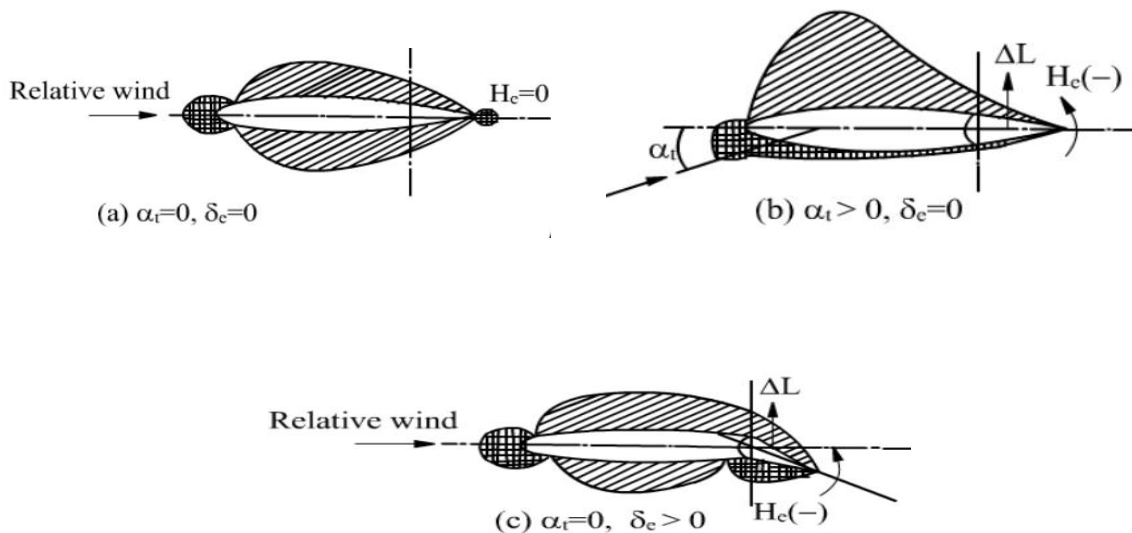


Figure II-9 : Variation du coefficient de pression en fonction de α_t et δ_e

Stabilité statique longitudinale

La Figure II.10 montre la distribution le coefficient de pression (C_p) dans un écoulement potentiel, le coefficient de pression (C_p) pour un profil aérodynamique symétrique avec un angle d'attaque nul. Le coefficient de pression (C_p) est défini de la manière suivante :

$$C_p = \frac{p-p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2} \quad \text{II-30}$$

Où

p : Pression statique locale

p_∞ : Pression statique de l'écoulement non perturbé amont

$Pd = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2$: Pression dynamique de l'écoulement libre.

Dans la zone linéaire des courbes, C_{he} est donné par :

$$C_{he} = C_{h0} + C_{hat}\alpha_t + C_{h\delta e}\delta_e + C_{h\delta t}\delta_t \quad \text{II-31}$$

C_{h0} est nul pour un profil symétrique et n'est pas pris en compte dans la suite.

$$C_{hat} = \partial C_{he} / \partial \alpha_t ; C_{h\delta e} = \partial C_{he} / \partial \delta_e ; C_{h\delta t} = \partial C_{he} / \partial \delta_t$$

Ces derniers dépendent de la forme des surfaces de contrôle, la surface après la ligne d'articulation et la distance entre la surface de l'empennage et la gouverne de profondeur.

La stabilité statique avec le manche libre est analysée en supposant que la perturbation est générée. La gouverne de profondeur se positionne de manière à ce que le moment d'articulation soit nul. Lorsqu'une surface est libre de tourner autour d'une ligne d'articulation, elle se positionne de manière à ce que le moment d'articulation soit nul.

II.2.3 Angle flottant de la gouverne de profondeur ($\delta_{e\ free}$)

La déflexion de la gouverne de profondeur lorsque le moment d'articulation est nul, se traduit par l'angle flottant qui est désigné par $\delta_{e\ free}$:

$$0 = C_{hat}\alpha_t + C_{h\delta e}\delta_e + C_{h\delta t}\delta_t$$

$$\delta_{e\ free} = - \frac{C_{hat}\alpha_t + C_{h\delta t}\delta_t}{C_{h\delta e}}$$

Stabilité statique longitudinale

II.2.4 Niveau de stabilité statique dans le cas manche libre ($dC_{cmg}/d\alpha$)

En supposant que la gouverne de profondeur a atteint δ_{efree} alors :

$$\begin{aligned} C_{Lt} &= C_{Lat}\alpha_t + \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} \delta_{efree} + \frac{\partial C_L}{\partial \delta_t} \delta_t \\ &= C_{Lat}\{\alpha_t + \tau \delta_{efree} + \tau_{tab} \delta_t\} \\ \tau_{tab} &= \frac{\left(\frac{\partial C_L}{\partial \delta_t}\right)}{C_{L\alpha}} \end{aligned}$$

En remplaçant δ_{efree} , l'équation devient :

$$C_{Lt} = C_{Lat}\alpha_t \left(1 - \frac{C_{hat}}{C_{h\delta e}} \tau\right) - C_{Lat} \left(\frac{C_{h\delta t}}{C_{h\delta e}} \tau - \tau_{tab} \delta_t\right)$$

En remplace α_t par son expression, l'équation s'écrit :

$$C_{Lt} = C_{Lat} \left(1 - \frac{C_{hat}}{C_{h\delta e}} \tau\right) \left(\alpha - \varepsilon_0 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha + i_t\right) - C_{Lat} \left(\frac{C_{hat}}{C_{h\delta e}} \tau - \tau_{tab} \delta_t\right) \quad \text{II-32}$$

En utilisant le terme C'_{mcgt} pour désigner le moment autour du centre de gravité de l'empennage, en cas de manche libre, on peut le représenter de la façon suivante :

$$C'_{mcgt} = -V_H \eta C_{Lt}$$

En remplace C_{Lt} dans l'équation, elle devient :

$$C'_{mcgt} = -V_H \eta C_{Lat} \left(\alpha - \varepsilon_0 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha + i_t\right) \left(1 - \frac{C_{hat}}{C_{h\delta e}} \tau\right) - V_H \eta C_{Lat} \alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \left(1 - \frac{C_{hat}}{C_{h\delta e}} \tau\right) \quad \text{II-33}$$

En différentiant l'équation par rapport à α et en notant la contribution, de la stabilité de l'empennage à manche libre ; qui est définie par C'_{mat} :

$$C'_{mat} = -V_H \eta C_{Lat} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \left(1 - \tau \frac{C_{hat}}{C_{h\delta e}}\right)$$

$$C_{mat} = -V_H \eta C_{Lat} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad \text{II-34}$$

Ce qui donne :

$$C'_{mat} = -V_H \eta C_{Lat} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) f = C_{mat} f \quad \text{II-35}$$

$$f = \left(1 - \tau \frac{C_{hat}}{C_{h\delta e}}\right) ; f : \text{facteur de profondeur libre.}$$

Stabilité statique longitudinale

Les contributions de l'aile, du fuselage, de la nacelle et du moteur ne changent pas lorsque le manche est libère.

Alors :

$$\begin{aligned}
 (C_{m\alpha})_{stick_free} &= C'_{m\alpha} = (C_{m\alpha})_w + (C_{m\alpha})_{f,n,p} - V_H \eta C_{Lat} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) f \\
 C'_{m\alpha} &= C_{Law} \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}}\right) + (C_{m\alpha})_{f,n,p} - V_H \eta C_{Lat} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) f \\
 \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{stick_free} &= \frac{1}{C_{Law}} C'_{m\alpha} = \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} + \frac{1}{C_{Law}} (C_{m\alpha})_{f,n,p} - V_H \eta \frac{C_{Lat}}{C_{Law}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) f \\
 &= \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{stick_free} + \frac{C_{hat}}{C_{h\delta e}} \frac{C_{Lat}}{C_{Law}} - \overline{V_H} \eta \tau \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad \text{II-36}
 \end{aligned}$$

II.2.5 Point neutre manche libre $\frac{x'_{NP}}{\bar{c}}$

Dans le cas du manche libre, le point neutre est désigné par x'_{NP} . Il est obtenu en posant $C'_{m\alpha} = 0$

$$\frac{x'_{NP}}{\bar{c}} = \frac{x_{ac}}{\bar{c}} - \frac{(C_{m\alpha})_{f,n,p}}{C_{Law}} - V_H \eta \frac{C_{Lat}}{C_{Law}} V_H \eta \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) f$$

II.2.6 Force du manche et gradient de force du manche

À l'instar de ce que nous avons dit précédemment, un moment de charnière à cabrer est considéré comme positif. Comme convention pour la force du manche, est qu'une force de traction sur le manche est considérée comme positive. On peut représenter la relation entre F et H_e par :

$$F = GH_e = G \frac{1}{2} \rho V^2 \eta S_e \bar{c}_e C_{he}$$

Où

G : le rapport de multiplication [m^{-1}].

$$C_{he} = C_{hat} \alpha_t + C_{h\delta e} \delta_e + C_{h\delta t} \delta_t$$

$$\alpha_t = \alpha_{0LW} + i_t + i_w + \frac{C_L}{C_{L\alpha w}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right); C_L \approx C_{LW}$$

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{stick_free} = \frac{1}{C_{L\alpha w}} (C_{m\alpha})_{stick_free}$$

Stabilité statique longitudinale

$$\delta_{\text{trim}} = \delta_{e0CL} - \frac{1}{C_{m\delta e}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{stick_free}} C_L$$

$$C_{he} = C_{h\alpha t} \left\{ \alpha_{0LW} + i_t + i_w + \frac{C_L}{C_{L\alpha w}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right\} + C_{h\delta t} \delta_t + C_{h\delta e} \delta_{e0CL} - \frac{1}{C_{m\delta e}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{stick_free}} C_L$$

$$C_{he} = [C_{h\alpha t}(\alpha_{0LW} + i_t + i_w) + C_{h\delta e} \delta_{e0CL}] + C_{h\delta t} \delta_t - \frac{C_{h\delta e}}{C_{m\delta e}} C_L \left[\left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{stick_free}} - \frac{C_{m\delta e}}{C_{h\delta e}} \frac{C_{h\alpha t}}{C_{L\alpha w}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \quad \text{II-37}$$

En remplaçant :

$$C_{m\delta e} = -V_H \eta_t C_{L\alpha t} \tau, \text{ obtenu :}$$

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{stick_free}} - \frac{C_{m\delta e}}{C_{h\delta e}} \frac{C_{h\alpha t}}{C_{L\alpha w}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) = \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{stick_free}} + V_H \eta_t C_{L\alpha t} \tau \frac{C_{h\alpha t}}{C_{L\alpha w}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

Alors :

$$C_{he} = A + C_{h\delta t} \delta_t - \frac{C_{h\delta e}}{C_{m\delta e}} C_L \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{stick_free}}$$

Où :

$$A = C_{h\alpha t}(\alpha_{0LW} + i_t + i_w) + C_{h\delta e} \delta_{e0CL}$$

En remplaçant cette équation dans l'équation de F, obtenu :

$$\mathbf{F} = \mathbf{K} \frac{1}{2} \rho V^2 \{ \mathbf{A} + C_{h\delta t} \delta_t \} - \mathbf{K} \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta e}}{C_{m\delta e}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{\text{stick_free}} \quad \text{II-38}$$

Où

$$\mathbf{K} = G\eta S_e \bar{c}_e$$

II.2.6.1 Dépendance de la force du manche de la vitesse de vol et de la surface de l'avion

La force du manche croît rapidement avec la vitesse de vol, la constante K contenant le produit $S_e \bar{c}_e$, les quantités \bar{c}_e et S_e étant respectivement proportionnelles à la dimension linéaire de l'avion et à son carré, le produit $S_e \bar{c}_e$ étant proportionnel au cube de la dimension linéaire de l'avion, la force de contrôle qui dépend de $S_e \bar{c}_e$ peut être très importante pour les grands avions, pour lesquels le contrôle manuel n'est pas possible.

Stabilité statique longitudinale

II.2.6.2 Tab de déflexion pour une force nulle sur le manche

La force du manche peut être rendue nulle par une déflexion appropriée du tab, cette opération est appelée le réglage du manche. lorsque la force de commande du manche est nulle, on obtient l'expression de $(\delta_t)_{trim}$ pour une valeur choisie de V_{trim} , c'est-à-dire :

$$(\delta_t)_{trim} = -\frac{1}{C_{h\delta t}} \left\{ A - \frac{C_{h\delta e}}{C_{m\delta e}} \frac{W/S}{\frac{1}{2}\rho V_{trim}^2} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{stick_free} \right\} \quad \text{II-39}$$

La différentiation de l'équation (2.39) par rapport à C_L donne :

$$\frac{d(\delta_t)_{trim}}{dC_L} = \frac{C_{h\delta e}}{C_{h\delta t}} \frac{1}{C_{m\delta e}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{stick_free}$$

En remplaçant $(\delta_t)_{trim}$ par son expression dans l'équation (2.38) , la force du manche est :

$$F = K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta e}}{C_{m\delta e}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{stick_free} \left(\frac{V^2}{V_{trim}^2} - 1 \right) \quad \text{II-40}$$

II.2.6.3 Gradient de force du manche

Le gradient de force du manche est défini comme dF/dV . La différentiation de l'expression de (F) par rapport à V dans l'équation (II-41) , permet de trouver son expression :

$$\frac{dF}{dV} = 2K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta e}}{C_{m\delta e}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{stick_free} \frac{V}{V_{trim}^2}$$

Lorsque $V = V_{trim}$, le gradient de force du manche est :

$$\left(\frac{dF}{dV} \right)_{trim} = 2K \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta e}}{C_{m\delta e}} \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{stick_free} \frac{1}{V_{trim}} \quad \text{II-42}$$

II.2.6.4 Exigences pour une variation correcte de la force au manche

La variation de la force au manche est dite propre lorsque :

Une force de traction est requise pour diminuer la vitesse de vol en dessous de la vitesse de trim. Une force de poussée est requise pour augmenter la vitesse au-dessus de la vitesse de trim. Cette dernière exigence est due :

Lorsque le pilote décide de diminuer la vitesse en dessous de la vitesse de trim, il est conscient que le coefficient de portance et l'angle d'attaque doivent augmenter ou que le nez de l'avion doit monter. Pour une bonne sensation, il doit tirer sur le manche ou appliquer une force de traction. Lorsqu'il souhaite augmenter la vitesse de vol au-dessus de la vitesse de trim,

Stabilité statique longitudinale

un faible angle d'attaque est nécessaire, il faut alors pousser le manche vers l'avant. En conséquence, pour une variation propre de la force au manche, il faut que le gradient (dF/dV) doit être négatif pour que l'avion soit statiquement stable

Chapitre III

*Stabilité statique latérale-
directionnelle*

Stabilité statique latérale-directionnelle

III.1 Stabilité statique directionnelle et contrôle

III.1.1 Introduction

Les mouvements le long de l'axe y et autour des axes x et z sont abordés dans ce chapitre et les déplacements ne sont pas dans le plan de symétrie. Le déplacement le long de l'axe y est appelé dérapage, tandis que les rotations autour des axes x et z sont appelées respectivement roulis et lacet. L'équilibre et son maintien autour de l'axe z sont abordés dans la stabilité directionnelle et le contrôle. L'équilibre et le maintien autour de l'axe x sont des aspects essentiels de la stabilité et du contrôle latéraux. Toutefois, il est impossible de dissocier totalement les mouvements latéraux et directionnels, car un changement dans l'un d'eux entraîne un changement sur l'autre. Par exemple, lorsque le taux de roulis d'un avion est élevé, les variations inégales de la traînée des deux moitiés d'ailes engendrent un mouvement de lacet. Le dérapage, en plus des mouvements de roulis et de lacet, génère également des forces et des moments qui impactent les mouvements latéraux et directionnels. Les six conséquences du roulis, du lacet et du dérapage sont présentées ci-dessous.

- 1- Moment de roulis dû à la vitesse de roulis ; c'est l'amortissement en roulis.
- 2- Moment de lacet dû à la vitesse de lacet ; c'est l'amortissement en lacet.
- 3- Moment de roulis dû à la vitesse de lacet ; il est appelé l'effet de travers.
- 4- Moment de lacet dû à la vitesse de roulis ; il est appelé le lacet inverse
- 5- Moment de roulis dû à un dérapage ; c'est l'effet dièdre.
- 6- Moment de lacet dû au dérapage ; c'est l'effet girouette.[5][9]

III.1.2 Critères d'équilibre et de stabilité statique autour de l'axe z

En vol équilibré, l'avion se déplace dans le plan de symétrie, avec un dérapage et moment de lacet nuls. Avant d'étudier les critères d'équilibre et de stabilité statique autour de l'axe z, il est important de discuter sur les concepts suivant :

III.1.2.1 Dérapage et lacet

Le dérapage est l'angle entre le plan de symétrie de l'avion et la direction du mouvement. Le sens horaire est considéré comme positif. Il est représenté par « β ». On peut également

Stabilité statique latérale-directionnelle

souligner que β positif est dû à un dérapage positif, qui est la composante de vitesse de l'avion le long de l'axe y .

L'angle de lacet est le déplacement angulaire de l'axe central de l'avion autour d'un axe vertical par rapport à une référence horizontale réelle. Elle est mesurée à partir d'une direction de référence arbitrairement choisie, le sens des aiguilles d'une montre étant positif, il est désigné par " ψ ".

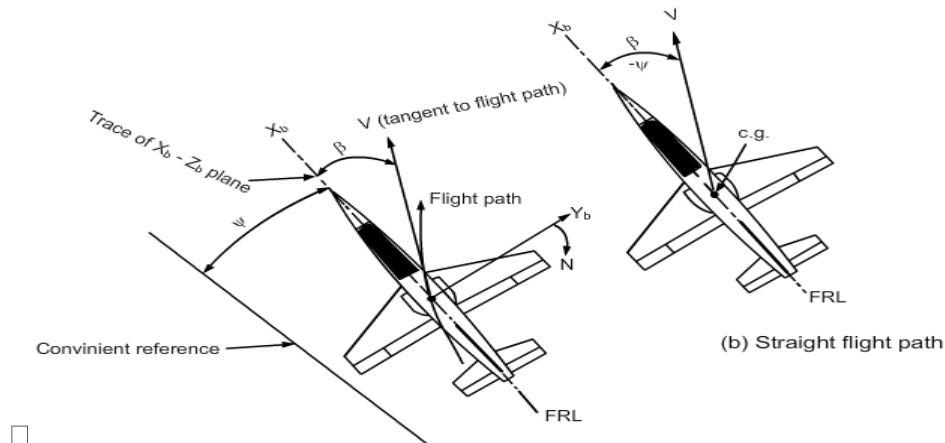


Figure III-1 : Angles de dérapage et lacet

S'il s'agit d'une trajectoire de vol droite et que l'axe arbitraire sélectionné pour mesurer le lacet est considéré comme la direction du vol, les angles de lacet et de dérapage sont égaux en magnitude, mais des signes opposés.

III.1.2.2 Mouvement de lacet et sa convention

Le moment de lacet, c'est le moment autour de l'axe z , est noté N . En tenant compte des contributions des principaux composants de l'avion, il peut être écrit comme :

$$N = (N)_w + (N)_f + (N)_n + (N)_p + (N)_{vt} \quad \text{III-1}$$

Les suffixes w , f , n , p et vt indiquent les contributions de l'aile, du fuselage, de la nacelle, du moteur et de l'empennage vertical.

La forme adimensionnelle du coefficient est :

$$C_n = \frac{N}{\frac{1}{2}\rho V^2 S b} = (C_n)_w + (C_n)_{f,n,p} + (C_n)_{vt} \quad \text{III-2}$$

Stabilité statique latérale-directionnelle

III.1.2.3 S'Critère d'équilibre autour de l'axe z

Il est nécessaire que le moment de lacet soit nul pour être équilibré autour de l'axe Z, ce qui signifie que pour l'équilibre, $C_n = 0$.

III.1.2.4 Critère de la stabilité statique directionnelle

On considère l'exemple d'un avion en vol d'équilibre où $\beta = 0$. En Supposant que l'avion un dérapage positif de $\Delta\beta$ à cause d'une perturbation. Il est observé que pour ramener l'avion à sa position d'équilibre, c'est-à-dire $\beta = 0$, il est nécessaire d'appliquer un moment de lacet positif (ΔN) à l'avion.

Il est essentiel que l'avion produise un moment de lacet positif (ΔN). De la même manière, une perturbation qui entraîne un $\Delta\beta$ négatif doit entraîner un moment de lacet négatif $-\Delta N$, ce qui signifie que pour la stabilité statique directionnelle, $dC_n/d\beta$ doit être positif ou bien $C_{n\beta}$ est positif.

D'où :

$C_{n\beta} > 0$ pour la stabilité statique directionnelle

$C_{n\beta} = 0$ pour la stabilité statique directionnelle neutre

$C_{n\beta} < 0$ pour l'instabilité statique directionnelle

La différentiation de l'équation (III.2) donne :

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_w + (C_{n\beta})_{f,n,p} + (C_{n\beta})_{vt} \quad \text{III-3}$$

III.1.3 Contribution de l'aile au $C_{n\beta}$

Pour une aile droite (sans flèche), l'aile ne contribue pas de manière significative. En revanche, pour les ailes en flèche, la contribution est faible. Cette explication est basée sur l'argument selon lequel pour une aile en flèche, la composante de la vitesse d'écoulement libre normale à la ligne du quart de corde détermine principalement les forces aérodynamiques. Considérons un avion avec un angle de flèche d'aile Λ . Lorsque l'aile est soumise à un dérapage β , les composantes de la vitesse d'écoulement libre perpendiculaires à la ligne de corde des deux moitiés de l'aile seront inégales, c'est-à-dire $V \cos(\Lambda - \beta)$ sur l'aile droite et $V \cos(\Lambda + \beta)$ sur l'aile gauche. Par conséquent, même si les deux demi-ailes sont au même angle d'attaque, la pression dynamique effective qu'elles subissent n'est pas égale et leur traînée sera différente.

La corde de l'aile et la répartition de la portance en fonction de l'envergure diffère généralement en fonction de la coordonnée (y). Cependant, dans le but d'expliquer, \bar{y} doit être la position selon l'envergure de la traînée résultante sur l'aile droite. De la même manière $-\bar{y}$,

Stabilité statique latérale-directionnelle

il est possible de localiser la traînée résultante sur l'aile gauche. Les moments de lacet causés par les moitiés d'ailes droite et gauche $(N_w)_r$ et $(N_w)_l$ sont :

$$(N_w)_r = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D \frac{S}{2} \bar{y} \cos^2(\Lambda - \beta) \quad \text{III-4}$$

$$(N_w)_l = -\frac{1}{2} \rho V^2 C_D \frac{S}{2} \bar{y} \cos^2(\Lambda + \beta) \quad \text{III-5}$$

Par conséquent, le moment de lacet total dû à l'aile est :

$$N_w = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D \frac{S}{2} \bar{y} \{4 \cos \Lambda \sin \Lambda \cos \beta \sin \beta\}$$

Pour les faibles angles de β , $\sin \beta = \beta$ et $\cos \beta = 1$, alors :

$$N_w = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D \frac{S}{2} \bar{y} \frac{\beta}{57.3} \sin 2\Lambda \quad \text{III-6}$$

Ainsi

$$(C_n)_w = \frac{N_w}{\frac{1}{2} \rho V^2 S b} = C_D \frac{\bar{y}}{b} \frac{\beta}{57.3} \sin 2\Lambda \quad \text{III-7}$$

La différentiation de l'équation (III.7) par rapport à β donne :

$$(C_{n\beta})_w = C_D \frac{\bar{y}}{b} \frac{1}{57.3} \sin 2\Lambda$$

III.1.4 Contribution du fuselage au $C_{n\beta}$

L'angle d'attaque d'un fuselage génère un moment de tangage et participe également à $C_{m\alpha}$. De la même manière, un fuselage en dérapage génère un moment de lacet et participe au $C_{n\beta}$ de l'appareil. Toutefois, dans un avion, l'écoulement d'air à travers le fuselage est affecté par l'écoulement d'air à travers l'aile. Par conséquent, plutôt qu'un fuselage isolé, les contributions de l'aile et du fuselage au $C_{n\beta}$ sont calculés en même temps et qui est désigné par $C_{n\beta wf}$. Son expression est donnée par :

$$C_{n\beta wf} = K_n K_{RI} \frac{S_{fs} l_f}{S_w b} [\text{deg}^{-1}] \quad \text{III-8}$$

Où :

K_n : Facteur d'interférence l'aile-fuselage qui dépend des paramètres de fuselage suivantes :

l_f : Longueur du fuselage.

S_{fs} : Surface latérale projeté du fuselage.

h_1, h_2 : hauteurs du fuselage respectivement à $l_f/4$ et $3l_f/4$

A partir de la distance du nez de fuselage jusqu'à la station où la hauteur est maximale (x_m)

K_{RI} : Facteur empirique qui dépend du nombre de Reynolds du fuselage.

Stabilité statique latérale-directionnelle

III.1.5 Contribution du système de propulsion au $C_{n\beta p}$

La figure montre une hélice attractive en dérapage. Il génère une force latérale Y_p et un moment de lacet $Y_p l_p$. Puisque le moment de lacet dépend de l'angle de dérapage, il existe une contribution directe au $C_{n\beta}$ qui est désigné par $C_{n\beta p}$. On voit que la contribution est négative et par conséquent instable. Si l'avion est équipé d'une hélice propulsive, la contribution est positive et stable. Un turboréacteur en dérapage produit également $C_{n\beta p}$ dont la valeur dépend de sa position.

Une hélice a également une contribution indirecte à $C_{n\beta}$. Le courant d'air d'une hélice en dérapage serait asymétrique Figure (III-2). On observe que pour une valeur positive de β , l'aile gauche aura une plus grande région influencée par le courant de l'hélice que l'aile droite. Étant donné que la pression dynamique dans le courant de dérapage est supérieure à la pression dynamique du courant libre, l'aile gauche, avec la plus grande région influencée par le courant d'air, aura une plus grande traînée que l'aile droite. Cela entraînerait une légère contribution déstabilisatrice au $C_{n\beta}$.

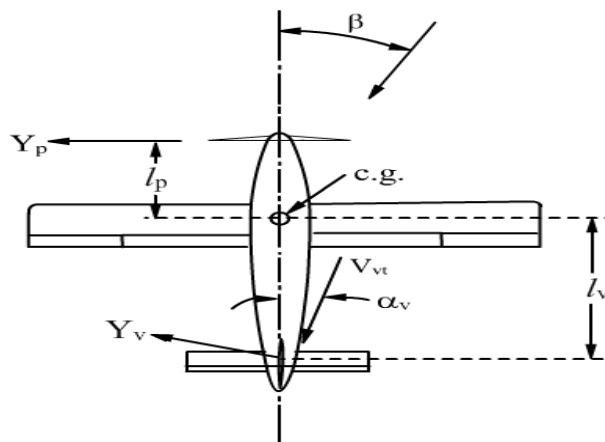


Figure III-2 : Hélice et empennage vertical en dérapage

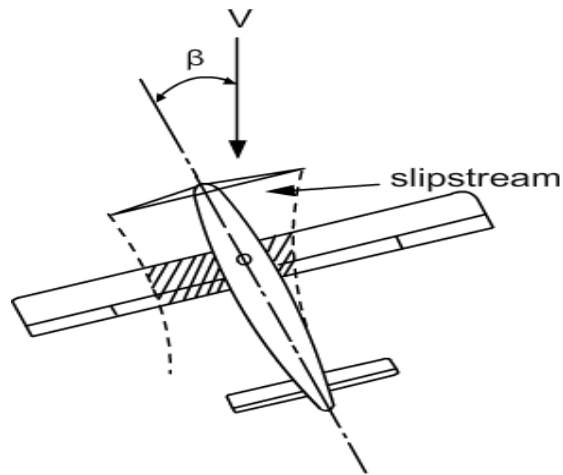


Figure III-3 : Courant de glissement d'une hélice en dérapage

III.1.6 Contribution de l'empennage vertical

Il a été montré que l'empennage horizontal sous un angle d'attaque produit une portance et un moment de tangage M_{cgt} . De même, l'empennage vertical à un angle d'attaque (α_v) produit une force latérale (Y_v) et un moment de lacet (N_v). La force latérale Y_v est perpendiculaire à la vitesse V_{vt} . Cependant l'angle α_v est petit et Y_v est pris perpendiculairement à FRL. L'expression de force latérale (Y_v) est :

$$Y_v = -C_{L\alpha v} \alpha_v \frac{1}{2} \rho V_{vt}^2 S_v \quad \text{III-9}$$

Il est important de noter que par convention, Y_v est positif dans la direction de l'axe Y. Ainsi, un β positif entraîne un Y_v négatif. Le moment de lacet dû à l'empennage vertical est donné par:

$$N_v = C_{L\alpha v} \alpha_v \frac{1}{2} \rho V_{vt}^2 S_v l_v \quad \text{III-10}$$

Et

$$C_{nv} = \frac{C_{L\alpha v} \alpha_v \frac{1}{2} \rho V_{vt}^2 S_v l_v}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_b} \quad \text{III-11}$$

III.1.6.1 Influence de la combinaison aile-fuselage sur la contribution de l'empennage vertical

La combinaison aile-fuselage présente les influences suivantes:

- L'angle d'attaque (α_v) à l'empennage vertical est différent de β .
- La pression dynamique ($\frac{1}{2} \rho V_{vt}^2$) subie par celle-ci (empennage vertical) est différente de ($\frac{1}{2} \rho V^2$)

L'angle d'attaque est modifié comme suit : $\alpha_v = \beta + \sigma$

Stabilité statique latérale-directionnelle

Avec : σ : appelé l'angle induit latéral.

La pression dynamique subie par l'empennage est exprimée par :

$$\frac{1}{2} \rho V_{Vt}^2 = \eta_v \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right)$$

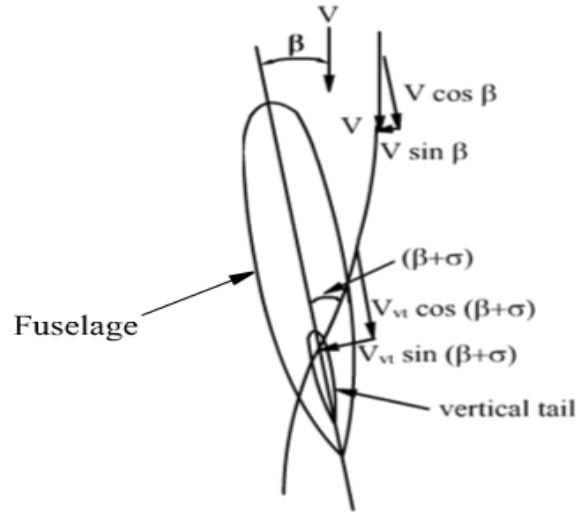


Figure III-4 : Portance latérale sur l'empennage verticale

III.1.6.2 Expression pour $C_{n\beta v}$

En tenant compte des effets d'interférence, l'équation de $C_{n\beta}$ devient :

$$\begin{aligned} C_{nv} &= \frac{C_{L\alpha v}(\beta + \sigma) \frac{1}{2} \rho V_{Vt}^2 S_V}{\frac{1}{2} \rho V^2 S b} \\ &= \eta_v V_V C_{L\alpha v}(\beta + \sigma) \end{aligned} \quad \text{III-12}$$

$$V_V = \frac{S_V l_V}{S b} \text{ et } \eta_v = \frac{\frac{1}{2} \rho V_{Vt}^2}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

En différentiant C_{nv} par rapport à β , ce qui donne :

$$C_{nv\beta} = \eta_v V_V C_{L\alpha v} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \quad \text{III-13}$$

L'aile et le fuselage ont un impact sur σ et η_v . La formule empirique ci-dessous illustre l'impact de la combinaison aile-fuselage.

$$\eta_v \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) = 0.724 + 3.06 \frac{S_v/s}{1 + \cos \Lambda_{c/4w}} + 0.4 \frac{Z_w}{d} + 0.0009 A_w \quad \text{III-14}$$

Où

Stabilité statique latérale-directionnelle

Z_w : La distance, parallèle à l'axe z, entre le quart de corde de l'emplanture de l'aile et la ligne de référence fuselage (FRL).

d : la profondeur maximale du fuselage

$(\Lambda_{c/4w})$: l'angle de flèche de l'aile au quart de la corde d'aile.

III.1.7 Stabilité statique directionnelle

Une fois que les contributions des différentes composantes ont été obtenues pour $C_{n\beta}$, nous examinons ci-dessous les différents aspects de la stabilité statique directionnelle.

III.1.7.1 Stabilité statique fixée à la pédale

Concernant l'action du pilote pour affecter le mouvement des surfaces de contrôle, on peut noter les éléments suivants:

- Le mouvement vers l'avant ou vers l'arrière du manche de commande permet de déplacer la gouverne de profondeur.
- Le mouvement latéral du manche permet d'actionner les ailerons.
- C'est en poussant les pédales que la gouverne de direction est actionnée.

L'étude de la stabilité statique longitudinale a pris en compte les situations avec manche fixe et manche libre. Il s'agit des situations où la gouverne de profondeur est fixe et où elle est libre. De la même manière, lors de l'étude de la stabilité statique directionnelle, on tient compte des cas où la gouverne de direction est fixe et où elle est libre. Ces cas sont également appelés analyse de la stabilité avec pédales fixes et analyse de la stabilité pédales libres.

L'étude de la stabilité statique directionnelle réalisée jusqu'à présent a pris en compte les contributions de l'aile, du fuselage, nacelle, moteur et de l'empennage vertical au $C_{n\beta}$. Il est important de souligner que pour la stabilité à pédale fixe, le braquage de la gouverne de direction est toujours constant. $(C_{n\beta})_{\text{pédale-fixée}}$ est obtenu en ajoutant toutes les contributions individuelles [1]:

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_w + (C_{n\beta})_{f,n,p} + \eta_v V_v C_{L\alpha v} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \quad \text{III-15}$$

III.1.7.2 Effet girouette

Lorsqu'un avion initialement piloté avec un dérapage nul subit un dérapage (β), l'empennage vertical a tendance à le ramener à sa position initiale de dérapage nul. L'effet est similaire aux

Stabilité statique latérale-directionnelle

girouettes fixées pour indiquer la direction du vent, qui sont placées au sommet des bâtiments des services météorologiques et à proximité des aéroports.

Lorsque la girouette est au point d'attaque, elle génère sa propre portance, ce qui crée un moment autour de sa charnière. Ce moment devient nul seulement lorsque la girouette est dans la même direction que le vent. Par conséquent, une girouette est toujours orientée de manière à ce que la flèche pointe dans la direction opposée à la direction du vent. L'empennage vertical agit également comme une girouette sur l'avion, aidant à aligner l'axe de l'avion avec la direction du vent.

III.1.7.3 Stabilité statique directionnelle pédale libre :

Une déflexion adéquate du tab de la profondeur permet d'annuler le moment de charnière de la gouverne de profondeur. De la même manière, on annule également le moment de charnière de la gouverne de direction en braquant correctement le tab de la gouverne de direction. L'analyse de la stabilité lorsque la gouverne de direction est laissée libre de se déplacer est appelée gouverne de direction libre ou stabilité à pédale libre.

L'équation du moment de charnière autour de l'axe d'articulation la gouverne de direction (C_{hr}) est donnée par :

$$C_{hr} = C_{hav}\alpha_v + C_{h\delta_r}\delta_r + C_{h\delta_{rtab}}\delta_{rt} \quad \text{III-16}$$

Où :

δ_r : Déviation de la gouverne de direction.

δ_{rt} : Déviation du tab de la gouverne de direction.

L'angle de déflexion de la gouverne de direction libre, $\delta_{r\text{ free}}$, est obtenu lorsque C_{hr} est égal à zéro, c'est-à-dire:

$$\delta_{r\text{ free}} = -\frac{(C_{hav}\alpha_v + C_{h\delta_{rtab}}\delta_{rt})}{C_{h\delta_r}}$$

D'où :

$$\frac{d\delta_{r\text{ free}}}{d\beta} = -\frac{C_{hav}}{C_{h\delta_r}} \frac{d\alpha_v}{d\beta} = -\frac{C_{hav}}{C_{h\delta_r}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \quad \text{III-17}$$

Stabilité statique latérale-directionnelle

III.1.7.4 Niveau souhaitable de $C_{n\beta}$

Dans la stabilité statique longitudinale, le déplacement du centre de gravité a un effet profond sur le niveau de la stabilité ($C_{m\alpha}$) comme la contribution de l'aile à $C_{m\alpha}$ qui dépend directement de la distance ($x_{cg} - x_{ac}$). Ainsi, le déplacement de la position du centre de gravité détermine presque la surface de l'empennage horizontale. Cependant, un changement de c.g. ne provoque pas de changement de $C_{n\beta}$ parce qu'un tel changement peut n'avoir qu'un effet secondaire d'affecter légèrement le l_v . Par conséquent, pour déterminer la surface de l'empennage verticale, un critère pour prescrire une valeur souhaitable de $C_{n\beta}$ est nécessaire.

$$(C_{n\beta})_{desirable} = 0.005 \left(\frac{W}{b^2}\right)^{1/2} deg^{-1} \quad \text{III-18}$$

Où :

W : le poids de l'avion en lbs.

b : l'envergure de l'aile en pieds

III.1.8 Contrôle directionnel

Le contrôle de la rotation de l'avion autour de l'axe z est assuré par la gouverne de direction. Les conditions critiques pour la conception de la gouverne de direction sont les suivantes :

- Lacet inverse,
- Décollage et atterrissage par vent de travers,
- Puissance asymétrique pour les avions multimoteurs

III.1.8.1 Le lacet inverse et son contrôle

Lorsqu'un avion subit un roulis à droite, le taux de roulis crée un moment de lacet, ce qui fait que l'avion tourne vers la gauche. De même, un roulis à gauche crée un lacet vers la droite. Par conséquent, le moment de lacet généré par le taux de roulis est appelé lacet inversé. Pour expliquer l'apparition d'un lacet inversé, subit un roulis à droite, c'est-à-dire l'aile droite vers le bas. Soit le taux de rotation « p ». Ce taux produit les deux effets suivants :

- Roulis à droite signifie moins de portance sur l'aile droite et plus de portance sur l'aile gauche. Ceci est dû à la déflexion de l'aileron : dans ce cas, l'aileron est au-dessus de l'aile droite et l'aile gauche est plus basse. Étant donné que le C_L sur l'aile droite est plus petit que le C_L sur

Stabilité statique latérale-directionnelle

l'aile gauche, le coefficient de traînée induite (C_{Di}) sur l'aile droite est plus petit que le C_{Di} sur l'aile gauche. Cela crée un moment de lacet, provoquant un lacet de l'avion vers la gauche.

- En raison de la vitesse de roulis (p), une section d'aile descendante située à une distance y du FRL subit un vent relatif de magnitude " py ". En même temps, une section d'aile montante à une distance y de FRL subit une vitesse de descente relative de magnitude « py ». Il en résulte un changement de direction de la vitesse résultante sur les deux moitiés d'aile.

Maintenant, la portance étant perpendiculaire à la vitesse résultante, est penchée en avant sur l'aile descendante et en arrière sur l'aile montante. En conséquence, les composants horizontaux de la portance sur les deux moitiés d'aile produisent un moment tendant à un mouvement de lacet de l'avion à gauche. Une estimation approximative de l'effet de lacet inverse est :

$$(C_{n\beta})_{\text{adverse yaw}} \approx -\frac{C_L pb}{8 2V} \quad \text{III-19}$$

Où :

p : taux de roulis en radians par seconde ;

b : envergure de l'aile

V : vitesse de vol.

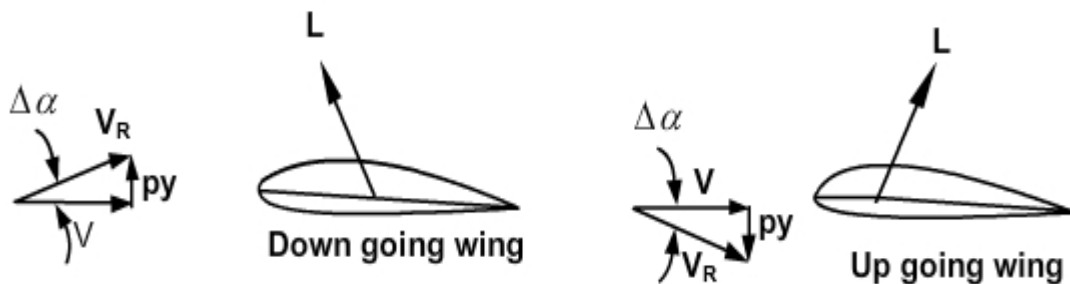


Figure III-5 : Effet du taux de roulis

III.1.8.2 Contrôle en cas de vent de travers au décollage et à l'atterrissage

Parfois, un avion fait face à des vents latéraux lors du décollage et de l'atterrissage. En ce qui concerne cette éventualité, on peut prendre en compte les trois points suivants :

- 1- Quand un avion à vitesse " V " est en contact avec un vent latéral à vitesse " v ", le vecteur vitesse obtenu forme un angle $\Delta\beta$ avec le plan de symétrie ; $\Delta\beta = v/V$.

Stabilité statique latérale-directionnelle

2- Un avion avec une stabilité statique directionnelle a tendance à suivre la direction du vent (effet girouette).

3- Pendant le décollage et l'atterrissage, il est essentiel que le pilote maintienne l'avion sur la piste. Ainsi, lorsqu'il y a un vent de travers, l'avion glisse vers le côté avec l'angle $\Delta\beta$.

Il est nécessaire d'avoir un autre critère pour la conception du gouvernail. Il faut équilibrer le moment de lacet causé par le dérapage causé par le vent à travers ($C_{n\beta} \times \Delta\beta$). Ce critère est plus important à faible vitesse car :- l'efficacité du gouvernail, qui est proportionnelle à V^2 , diminue à des vitesses de vol plus faibles. - $\Delta\beta$, qui est proportionnel à $1/V$, est élevé à des vitesses de vol plus faibles.

III.1.8.3 Contrôle en puissance asymétrique

La conception de la gouverne de direction dans les avions multi moteurs repose sur le contrôle de l'avion en situation de puissance asymétrique. Les modifications suivantes se produisent lorsque l'un des moteurs d'un tel avion est endommagé. En fonctionnement, le moteur génère un moment de lacet $T \times y_p$.

Si le moteur et l'hélice sont combinés, la traînée (D_e) de l'hélice sera élevée si elle est maintenue à l'état d'arrêt. En règle générale, le pas de l'hélice est modifié afin de favoriser le vent. On nomme cette modification de hauteur la mise en drapeau de l'hélice. Dans ce cas, la traînée causée par l'hélice est faible.

Dans le cas des avions équipés de moteurs à réaction, le moteur en panne est maintenu à la condition ralentie. La traînée due au moteur en panne provoque un moment de lacet qui renforce le moment de lacet dû au fonctionnement du moteur. Si le moteur de l'aile droite est en panne, puis le moment de lacet dû au fonctionnement et à la panne les moteurs provoqueraient un moment de lacet positif.

$$N_e = \Delta T \times y_p$$

Où :

ΔT = poussée du moteur opérationnel + traînée du moteur en panne.

La panne du moteur provoque un moment de roulis dans le cas de la combinaison moteur-hélice, la cause est le flux de glissement à une dynamique plus élevée pression, et lorsque le moteur de l'aile droite tombe en panne, la portance de celui-ci est légèrement plus basse que

Stabilité statique latérale-directionnelle

celle de l'aile gauche. Ensuite, l'avion connaîtrait un moment de roulement positif (aile droite vers le bas). Le coefficient dû à une panne moteur peut être noté C'_{le} .

En cas de panne moteur sur l'aile droite, les coefficients C_{ne} et C'_{le} seraient tous deux positifs, provoquant un taux de lacet positif de l'avion (tournant vers la droite) et aile droite baissée, ce qui résulte dérapage et l'inclinaison due au moteur opérationnel et l'inclinaison vers le moteur opérationnel et vice versa.

$$C_{ne} = \frac{N_e}{\frac{1}{2}\rho V^2 S b} \quad \text{III-20}$$

III.1.8.4 Vol stabilisé après une panne moteur

Deux façons d'obtenir un vol stable qui sont décrites ci-dessous.

Le vol se fait avec des ailes horizontales ($\Phi = 0$). Dans cette situation, l'avion dérape. Il est nécessaire d'équilibrer la force latérale due au dérapage en utilisant la force latérale de la gouverne de direction. Étant donné que le moment de lacet causé par une panne moteur (C_{ne}) et celui causé par un dérapage ($C_{\beta e}\beta$) sont dans la même direction, il est essentiel d'avoir une déflexion assez significative de la gouverne de direction.

La deuxième méthode de vol est que l'angle de dérapage β est nul. Dans cette situation, il est nécessaire de générer de la force en inclinant l'aile (moteur en panne). De cette manière, la force exercée sur l'empennage vertical causée par le gouverne de direction est contrée par la partie latérale du poids de l'avion. L'angle d'inclinaison nécessaire est proche de 3° .

III.1.8.5 Vitesse minimale de contrôle

Le coefficient de moment de lacet maximal due à la gouverne de direction est $C_{n\delta r}(\delta_r)_{max}$. Cela reste presque constant avec les changements de vitesse. Cependant, on constate que le moment de lacet produit par le moteur (C_{ne}) augmente à mesure que la vitesse de vol (V) diminue. Pour un avion à réaction, si T est supposé presque constant avec V , C_{ne} augmentera proportionnellement à V^2 . Pour une combinaison moteur-hélice, la poussée T sera proportionnelle à $1/V$ lorsque THP change presque en fonction de la vitesse. C_{ne} est proportionnel à V^3 . Ces faits, à savoir, $(C_{n\delta r}(\delta_r)_{max})$ est constant et C_{ne} augmente à mesure que V diminue, indiquant qu'il existe une vitesse (V_{mc}) en dessous de laquelle la déviation totale du gouvernail (δ_r) max ne contrôlera pas l'avion en cas de panne moteur. Cette vitesse est appelée vitesse minimale de contrôle (V_{mc}).

Stabilité statique latérale-directionnelle

III.1.8.6 Contrôle de la sortie de vrille

La vrille est une situation de vol où les ailes de l'avion sont en décrochage et l'avion se déplace rapidement vers le bas le long d'une trajectoire hélicoïdale. La gouverne de direction reste la seule commande encore efficace. Il faut arrêter la rotation, plonger et sortir de la vrille. Il est nécessaire que la gouverne de direction soit assez puissante pour sortir l'avion de la vrille.

III.2 Stabilité statique latérale et contrôle

III.2.1 Introduction

Dans ce cas, on discute la stabilité statique et le contrôle du mouvement autour de l'axe des x . Le côté et les mouvements directionnels sont liés et cet aspect est mis en évidence lorsqu'il est nécessaire.

III.2.2 Stabilité statique du mouvement autour de l'axe des x – effet dièdre

L'analyse de stabilité latérale traite du mouvement autour de l'axe des x . Dans ce contexte, les trois points peuvent être notés qui sont :

- La rotation autour de l'axe des x conduit à l'angle d'inclinaison Φ .
- Une perturbation modifierait l'angle d'inclinaison de Φ à $(\Phi + \Delta \Phi)$.
- Un avion doit développer un moment de roulis pour amener l'avion à l'angle d'inclinaison d'origine, pour une stabilité statique autour de l'axe des x ,

Pour vérifier la stabilité statique latérale, considérons un avion stable et volant en palier. Dans ce vol, l'axe des x coïncide avec le vecteur vitesse (V) et $\Phi = 0$. Donnons à l'avion un angle d'inclinaison faible Φ afin que le taux de roulis soit négligeable. On constate que même en position inclinée, le champ aérodynamique reste symétrique par rapport au plan de symétrie. Par conséquent, aucun moment de roulis de rappel n'est généré. Par conséquent, l'avion présente une stabilité statique neutre autour de l'axe des x . Le couple de rappel est généré de la manière suivante :

1- Lorsque l'avion acquiert un angle d'inclinaison, la composante de poids $W \sin\Phi$ agit dans la direction y et l'avion commence à déraper. Pensez à un roulis vers la droite, aile droite vers le bas. En raison de $W \sin\Phi$, l'avion commence à rouler vers la droite ou subit un vent relatif de droite à gauche. Cela produit un angle de dérapage β positif.

2- Dans le cas où l'avion subit un roulis vers la droite avec une vitesse angulaire « p », il réalise un lacet à gauche. Ce qui se manifeste une fois de plus par un angle de dérapage β positif.

Stabilité statique latérale-directionnelle

3- Lorsqu'un avion est en dérapage entraîne à la fois un moment de roulis et un moment de lacet. S'il y a une tendance à ramener l'avion à l'attitude initiale $\Phi = 0$, on peut considérer cela comme un effet stabilisant. Le moment de roulis causé par le dérapage est nommé l'effet dièdre.

III.2.3 Le moment de roulis et sa convention

Le moment de roulis est noté L' pour le distinguer de la portance qui est notée par L . Le coefficient de moment de roulis est noté C'_{l} c'est-à-dire :

$$C'_{l} = \frac{L'}{\frac{1}{2}\rho V^2 S b} \quad \text{III-21}$$

Convention pour le moment de roulis ; un mouvement de roulis qui entraîne un mouvement vers la droite ou vers le bas de l'aile droite est qualifié de positif. Un moment est positif dans le sens des aiguilles d'une montre, il est important de se rappeler, dans la direction positive de l'axe.

III.2.4 Critère de stabilité

Comme mentionné précédemment, une inclinaison de roulis vers la droite produit un angle de dérapage β positif. Ce dernier devrait produire un moment de roulis L' négatif pour ramener l'avion en roulis nul. Ainsi, pour un effet stabilisant, $C'_{l\beta}$ devrait être négatif. La contribution à $C'_{l\beta}$ peut s'exprimer comme suit :

$$C'_{l\beta} = (C'_{l\beta})_w + (C'_{l\beta})_{f,n,p} + (C'_{l\beta})_{vt} \quad \text{III-22}$$

III.2.5 Contribution de l'aile au $C'_{l\beta}$

Les contributions de l'aile à $C'_{l\beta}$ sont dues à l'angle dièdre (Γ) et à la flèche (Λ).

III.2.5.1 Contribution de l'angle dièdre de l'aile au $C'_{l\beta}$

On dit qu'une aile à un dièdre lorsque les extrémités de l'aile sont à une hauteur plus élevée par rapport à l'emplanture. La contribution au $C'_{l\beta}$ due à l'angle de dièdre (Γ) peut être calculé en suivant les étapes suivantes :

- On suppose que l'avion entame un roulis à droite.
- L'avion développe un angle de dérapage β positif.
- $V \sin \beta$ est la composante latérale de la vitesse relative (vent latéral).

Stabilité statique latérale-directionnelle

- $V \sin \beta \sin \Gamma$ est la composante du vent latéral perpendiculaire à l'aile, mais elle est vers le haut sur l'aile droite et vers le bas sur l'aile gauche.

- $\Delta\alpha$, l'intensité du changement de l'angle d'attaque sur les deux moitiés d'ailes.

$$\Delta\alpha = \frac{v \sin \beta \sin \Gamma}{v} \approx \Gamma \beta = \Gamma \frac{v}{V}$$

$v = V \sin \beta$ est la vitesse latérale.

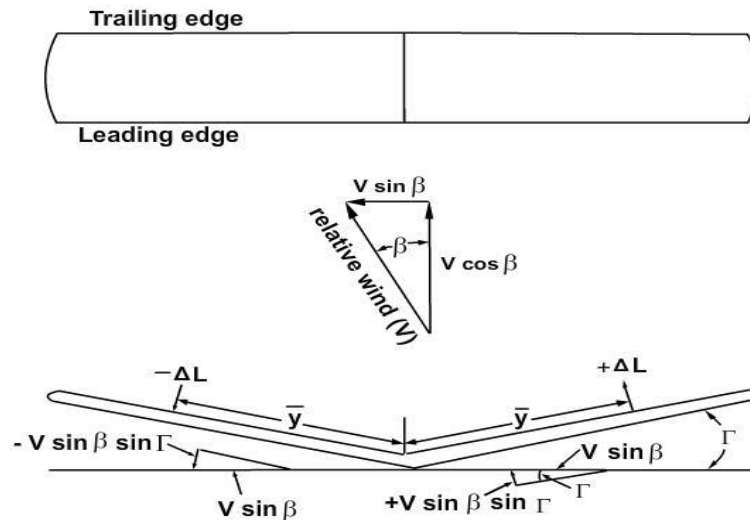


Figure III-6 : Contribution de l'angle dièdre au C'l

Toutefois, $\Delta\alpha$ sur l'aile droite est égal à $\beta\Gamma$ et $\Delta\alpha$ sur l'aile gauche est égal à $-\beta\Gamma$. Cela entraîne des portances inégales sur les deux moitiés d'aile, ce qui entraîne un moment de roulis. Le moment de roulis causé par $\Delta\alpha$ sur l'aile droite est :

$$L'_{w\Gamma} = -\frac{1}{2}\rho V^2 \frac{dC_L}{d\alpha} \Delta\alpha \int_0^{b/2} c y dy \quad \text{III-23}$$

Où :

$$\Delta C_L = \Delta\alpha (dC_L/d\alpha)$$

Le moment de roulis dû à $\Delta\alpha$ sur l'aile gauche est :

$$L'_{wl} = -\frac{1}{2}\rho V^2 \frac{dC_L}{d\alpha} \Delta\alpha \int_0^{b/2} c y dy$$

Remarque : $\Delta\alpha$ est négatif sur l'aile gauche

$$(L'_w)_\Gamma = -2 \frac{1}{2}\rho V^2 \frac{dC_L}{d\alpha} \Delta\alpha \int_0^{b/2} c y dy \quad \text{III-24}$$

En substituant :

Stabilité statique latérale-directionnelle

$$\Delta\alpha = \beta \Gamma \quad \text{et} \quad \bar{y} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c y dy,$$

Ce qui donne :

$$(L'_w)_\Gamma = -2 \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{dC_L}{d\alpha} \Gamma \beta \frac{S}{2} \bar{y} \quad \text{III-25}$$

Où

$$(C'_{lw})_\Gamma = (L'_w)_\Gamma / \left(\frac{1}{2} \rho V^2 S b \right) = -\Gamma \beta \frac{dC_L}{d\alpha} \frac{\bar{y}}{b}$$

Par conséquent :

$$(C'_{l\beta})_\Gamma = -\Gamma \frac{dC_L}{d\alpha} \frac{\bar{y}}{b} \quad \text{III-26}$$

III.2.5.2 Contribution de l'aile avec flèche au $C'_{l\beta}$

Lorsqu'on discute de la contribution de la flèche de l'aile au $C_{n\beta}$, la composante normale de la vitesse de l'écoulement non perturbé (V) est différente pour les deux ailes. Cela crée des forces de traînée différentes sur les deux moitiés d'aile et entraîne un moment de lacet. De plus, dans ce cas, la différence entre les composantes normales de la vitesse entraînera une portance différente sur les deux moitiés de l'aile. Cela entraînera des moments de roulis. La contribution de la flèche à $C'_{l\beta}$ est obtenue en suivant les étapes ci-dessous :

La contribution de l'aile droite et celle de la gauche au moment de roulis est :

$$(L'_{w\Gamma})_\Lambda = -C_L \frac{S}{2} \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \bar{y} \cos^2(\Lambda - \beta)$$

$$(L'_{wI})_\Lambda = C_L \frac{S}{2} \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \bar{y} \cos^2(\Lambda + \beta)$$

D'où :

$$(L'_w)_\Lambda = -C_L \frac{S}{2} \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \bar{y} \{4\cos^2(\Lambda - \beta) - \cos^2(\Lambda + \beta)\} \quad \text{III-27}$$

Où, \bar{y} est la position d'application de la portance résultante sur la moitié de l'aile.

Tant que β est faible,

$$(L'_w)_\Lambda = -C_L \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \bar{y} S \beta \sin 2\Lambda$$

La définition du coefficient de roulis permet de déduire :

$$(C'_{lw})_\Lambda = -C_L \frac{\bar{y}}{b} \beta \sin 2\Lambda \quad \text{III-28}$$

Stabilité statique latérale-directionnelle

En dérivant par rapport à β , alors:

$$(C'_{l\beta w})_{\Lambda} = -C_L \frac{\bar{y}}{b} \sin 2\Lambda \quad \text{III-29}$$

III.2.6 Contribution du fuselage au $C'_{l\beta}$

La contribution du fuselage au $C'_{l\beta}$ est due à l'effet d'interférence. Considérons un avion avec un angle de dérapage β positif ou une composante de vitesse latérale ($v = V \sin\beta$). La figure montre les lignes de courant pour les configurations d'aile haute et basse. On observe que pour une aile haute, dans ce cas, le changement de l'angle d'attaque, $\Delta\alpha$, est positif sur l'aile droite et négatif sur l'aile gauche. Cela entraînerait un moment de roulis négatif ce qui permet une contribution stabilisante. Pour une configuration d'aile basse, l'effet serait inverse et la contribution est déstabilisante.

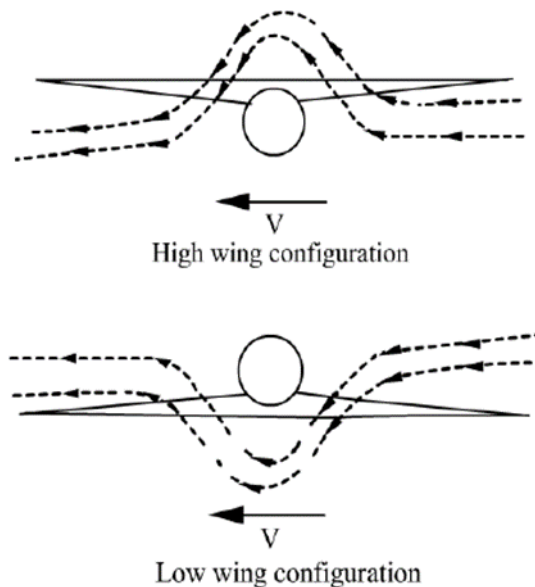


Figure III-7 : Effect of wing location on $C'_{l\beta}$

III.2.7 Contribution de l'empennage vertical au $C'_{l\beta}$

Pour un angle de dérapage β positif sur l'empennage vertical entraîne une force latérale négative. En général, cette force latérale agit au-dessus du centre de gravité et contribue à un moment de roulis négatif.

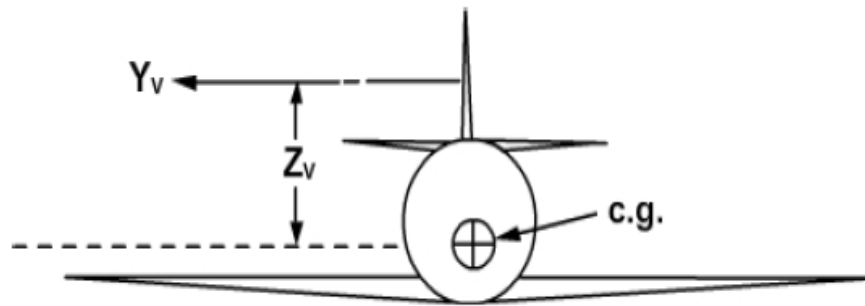


Figure III-8 : Contribution de l'empennage verticale à $C'_{l\beta}$

Cette contribution de l'empennage verticale est exprimée par :

$$L' = -Y_v Z_v = -\frac{1}{2} \rho V^2 \eta_v S_v \left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right)_v \beta Z_v$$

Par conséquent, la dérivée du coefficient de moment de roulis par rapport à β :

$$(C'_{l\beta})_v = \eta_v \frac{S_v Z_v}{S b} C_{L\alpha v} \quad \text{III-30}$$

III.2.8 Contributions dues à l'hélice et aux volets au $C'_{l\beta}$

Un dérapage positif de l'hélice rend l'écoulement asymétrique. L'écoulement d'air a une plus grande influence sur la partie de l'aile gauche que celle de la droite. Ainsi, l'aile gauche sera soumise à une pression dynamique plus élevée, ce qui entraînera une plus grande portance par rapport à l'aile droite. Cela entraîne un moment de roulis positif ; $C'_{l\beta}$ est positif, c'est-à-dire une contribution déstabilisante. Cette influence se renforce lorsqu'on braque les volets. Cependant, les contributions liés à l'hélice et au volet au $C'_{l\beta}$ sont faibles.

III.2.9 L'angle de dièdre

Les niveaux de stabilité statique longitudinale ($C_{m\alpha}$) et directionnelle ($C_{m\beta}$) peuvent être ajustés en modifiant respectivement les surfaces de contrôle de l'empennage horizontale (S_t) et verticale (S_v). Quant au niveau de $C'_{l\beta}$, peut être adapté en sélectionnant un angle de dièdre adéquat. Pour déterminer l'angle de dièdre requis pour un avion, les contributions de la flèche de l'aile, du fuselage, du moteur et de l'empennage vertical sont calculées initialement. Ensuite, la différence entre la somme de ces contributions et le niveau désiré de $C'_{l\beta}$ est évaluée en choisissant un angle de dièdre approprié.

$$(C'_{l\beta})_{\text{desirable}} = -(C_{n\beta}/2) \quad \text{III-31}$$

Stabilité statique latérale-directionnelle

III.2.9.1 Aile avec un angle de dièdre négatif.

La dérivée du coefficient de moment de roulis par rapport à β ($C'_{l\beta}$) ne doit pas être trop élevée. Lorsque l'avion a une flèche relativement grande et en plus d'une configuration à aile haute alors la contribution de ces facteurs peut être importante. Parfois, ces avions ont un angle de dièdre négatif.

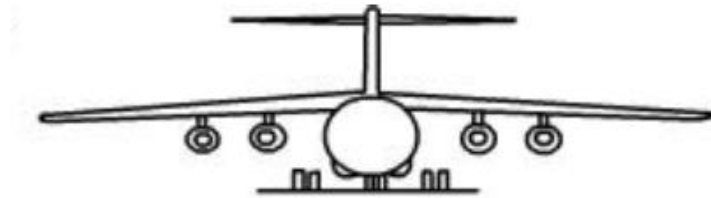


Figure III-9 : Fig. Avion avec un dièdre négatif

III.2.9.2 Contrôle de roulis

Le contrôle du roulis est indispensable pour atteindre un taux de roulis (p) désiré. Il est important de noter, que les valeurs de $pb/2V$ de 0.07 et 0.09 sont considérées idéales respectivement pour les avions de transport de marchandises et militaires. Les ailerons sont responsables de fournir le taux de roulis souhaité.

III.2.9.3 Aileron, aileron différentiel et spoiler

Le contrôle du roulis est réalisé de la manière suivante :

- Les ailerons gauche et droit ont des déviations de même amplitude mais de direction opposée ($\pm \delta a$).
- Aileron différentiel : Dans ce cas, les déviations des ailerons droit et gauche sont différentes ce qui génère un lacet inverse. Aileron qui monte s'incline d'un angle plus important que celui qui descend.
- Les spoilers situés sur les deux moitiés d'aile. Lorsqu'un spoiler est déployé, il perturbe l'écoulement sur la surface supérieure de la moitié d'aile correspondante. Cela entraîne une diminution de la portance sur cette partie de l'aile, générant ainsi un moment de roulis. Les spoilers sont couramment employés à grande vitesse sur les avions de grande taille pour compenser la perte d'efficacité résultant de l'inversion des ailerons. Ce phénomène peut être succinctement expliqué comme suit : bien que, dans cette discussion, l'avion soit considéré

Stabilité statique latérale-directionnelle

comme rigide, sa structure réelle est élastique et se déforme sous charge. Lorsqu'un aileron est abaissé, cela augmente la portance sur cette section de l'aile mais il entraîne également un moment du centre aérodynamique beaucoup plus négatif. En conséquence, l'aile se déforme et l'angle d'attaque diminue. Cette déformation augmente avec la vitesse de vol. Il existe une vitesse, appelée vitesse d'inversion des ailerons, à laquelle la réduction de l'angle d'attaque due à la déformation annule l'augmentation de la portance provoquée par la déviation de l'aileron. Au-delà de cette vitesse, abaisser davantage les ailerons diminuerait en réalité la portance. C'est ce qu'on appelle l'inversion des ailerons. Il convient d'ajouter que l'interaction entre les forces aérodynamiques et les déformations élastiques est abordée dans le domaine de l'aéroélasticité. [18][19].

III.2.10 Moment de roulis induit par les ailerons

Les déflexions des ailerons entraînent des modifications de la répartition de la portance sur les deux moitiés de l'aile, générant ainsi un moment de roulis. Les variations dans les distributions de portance peuvent être déterminées en utilisant la théorie des ailes, cependant, cette approche est complexe. Pour des estimations préliminaires, une méthode simplifiée appelée « théorie des bandes » est souvent utilisée. Cette méthode suppose que les changements dans la répartition de la portance sont confinés à la partie de l'envergure affectée par l'aileron. De plus, la variation des coefficients de portance locaux (ΔC_l) est définie comme suit :

$$\Delta C_l = (\partial C_l / \partial \delta_a) \delta_a$$

Où :

δ_a : Déflexion de l'aileron

Et

$$\partial C_l / \partial \delta_a = \tau_{ail} \frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$$

τ_{ail} : Paramètre d'efficacité des ailerons

Stabilité statique latérale-directionnelle

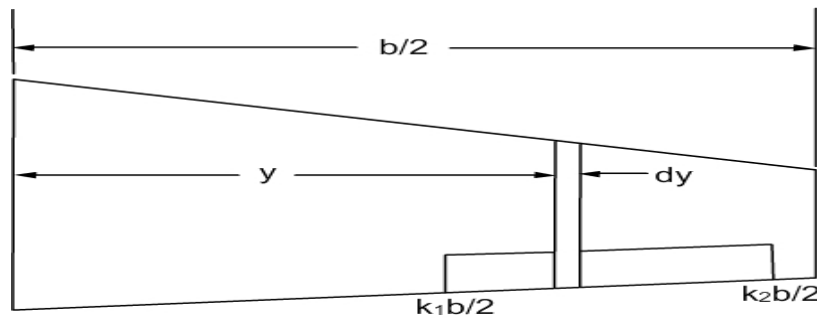


Figure III-10 : Théorie des panneaux

Le moment de roulis dû à l'aileron au niveau du panneau de largeur Δy (Fig III.11) est :

$$\Delta L' = \frac{1}{2} \rho V^2 c dy y \Delta C_l$$

c : étant la corde locale

$$\Delta C'_l = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 c dy y \Delta C_l}{\frac{1}{2} \rho V^2 S b} = \frac{c y}{S b} a_0 \tau_{ail} \delta_a dy ;$$

Pour un profil, la pente de la courbe de portance en fonction de l'angle d'attaque est :

$$a_0 = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$$

Par conséquent, l'intégration sur la partie de l'envergure où s'étend l'aileron donne le coefficient de moment de roulis dû aux deux ailerons comme :

$$(C'_l)_{aileron} = \frac{2 a_0 \tau_{ail} \delta_a}{S b} \int_{K_1 \frac{b}{2}}^{K_2 \frac{b}{2}} c y dy \quad \text{III-32}$$

On note que :- L'aileron s'étend de $(K_1 b/2)$ à $(K_2 b/2)$.

Pour appliquer une correction pour l'effet de l'allongement de l'aile finie, la pente de la courbe de portance du profil aérodynamique (a_0) dans l'équation précédente est remplacée par la pente de la courbe de portance de l'aile finie (a), avec : $a = CL_{\alpha w}$

III.2.10.1 Moment d'amortissement

Lorsque l'avion est en vol et effectue un mouvement de roulis, cela engendre un moment d'amortissement, c'est-à-dire un moment de roulis opposé. Pour illustrer ce phénomène, un avion en roulis vers la droite, c'est-à-dire avec son aile droite abaissée et son aile gauche relevée,

Stabilité statique latérale-directionnelle

ce qui correspond à un mouvement de roulis positif avec une vitesse angulaire (p). À une distance " y " du centre de gravité, une section d'aile subit une vitesse d'intensité (py) sur l'aile droite, tandis qu'une section similaire sur l'aile gauche subit une vitesse ascendante de même intensité (py). En conséquence, l'angle d'attaque de la section sur l'aile descendante augmente selon $\Delta\alpha = py/V$. Lorsque l'aile descendante subit une augmentation de l'angle d'attaque, notée $\Delta\alpha = py / V$, la section de l'aile montante, en revanche, connaît une diminution de l'angle d'attaque, $\Delta\alpha = -py/V$. Ces modifications des angles d'attaque entraînent des variations de portance sur les deux moitiés de l'aile, générant ainsi un moment de roulis positif. Toutefois, ce moment positif ne se manifeste que lorsque l'avion présente une vitesse de roulis " p ", d'où son appellation de moment d'amortissement. Il est important de noter que ces changements d'angle d'attaque, bien qu'étant fonction de " py ", affectent toute l'envergure de l'aile. De nouveau, en appliquant la théorie des panneaux, le moment de roulis dû à un panneau de longueur Δy peut être calculé comme suit :

$$(\Delta L')_{\text{damp}} = \frac{1}{2} \rho V^2 c \, dy \, (\Delta C_l)_{\text{damp}} \, y$$

$$\text{ou } (\Delta C'_l)_{\text{damp}} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 c \, dy \, (\Delta C_l)_{\text{damp}} \, y}{\frac{1}{2} \rho V^2 S b}$$

d'où :

$$(\Delta C_l)_{\text{damp}} = a_0 \Delta\alpha = a_0 \frac{py}{v}$$

$$(\Delta C'_l)_{\text{damp}} = \frac{c(\Delta C_l)_{\text{damp}} \, y \, dy}{S b} = \frac{a_0 p c \, y^2 \, dy}{v S b}$$

III-33

En intégrant sur les deux moitiés de l'aile et en notant que le moment de roulis sur les deux moitiés de l'aile se renforcent mutuellement, on obtient :

$$(\Delta C'_l)_{\text{damp}} = \frac{a_0 p c \, y^2 \, dy}{v S b} \int_0^{b/2} c \, y^2 \, dy$$

Pour corriger l'effet de l'allongement de l'aile finie, la pente de la courbe de portance du profil aérodynamique (a_0) est à nouveau remplacée par la pente de la courbe de portance de l'aile (a), c'est-à-dire :

$$(C'_l)_{\text{damp}} = \frac{2a}{v S b} \int_0^{b/2} c \, y^2 \, dy$$

III-34

Stabilité statique latérale-directionnelle

III.2.10.2 Taux de roulis

L'avion atteindrait un taux de roulis stable lorsque le moment dû à la déflexion de l'aileron est égal au moment dû à l'amortissement, c'est-à-dire :

$$\frac{2a\tau_{ail}\delta_a}{Sb} \int_{K_1\frac{b}{2}}^{K_2\frac{b}{2}} c y dy = \frac{2ap}{vSb} \int_0^{b/2} c y^2 dy$$

Alors, on obtient l'expression du taux de roulis :

$$p = \tau_{ail} V \delta_a \frac{\int_{K_1\frac{b}{2}}^{K_2\frac{b}{2}} c y dy}{\int_0^{b/2} c y^2 dy}$$

Ou bien

$$\frac{pb}{2V} = \frac{2a\tau_{ail}\delta_a}{Sb} \frac{\int_{K_1\frac{b}{2}}^{K_2\frac{b}{2}} c y dy}{\int_0^{b/2} c y^2 dy}$$

Parfois, les déflexions de l'aileron sur l'aile montante (δ_{aup}) et sur l'aile descendante (δ_{adown}) peuvent ne pas être égales. Dans ce cas, δ_a est considérée comme :

$$\delta_a = \frac{|\delta_{aup}| + |\delta_{adown}|}{2} = \frac{\delta_{atotal}}{2}$$

$$\frac{pb}{2V} = \frac{\tau_{ail} b (\delta_{atotal})}{4} \frac{\int_{K_1\frac{b}{2}}^{K_2\frac{b}{2}} c y dy}{\int_0^{b/2} c y^2 dy}$$

III-35

III.2.10.3 Puissance des ailerons

En dérivant l'équation (III.35) par rapport à δ_a , on obtient la puissance de l'aileron comme :

$$\frac{\partial C'l}{\partial \delta_a} = C'l\delta_a = \frac{2C_{L\alpha w}\tau_{ail}}{Sb} \int_{K_1\frac{b}{2}}^{K_2\frac{b}{2}} c y dy$$

III-36

III.2.10.4 Force de contrôle due à l'aileron

Les ailerons sont actionnés par un mouvement latéral du manche de commande. Une analyse de la force de contrôle requise peut être réalisée de manière similaire à celle de la gouverne de

Stabilité statique latérale-directionnelle

direction et la gouverne de profondeur. Cependant, en pratique, c'est plus complexe car les ailerons des deux moitiés d'aile se déplacent dans des directions opposées.

III.2.11 Discussion générale sur les commandes

III.2.11.1 Équilibrage aérodynamique

Les méthodes et les moyens de réduire les intensités de $C_{h\alpha t}$ et $C_{h\delta e}$ sont appelés équilibrage aérodynamique. Les méthodes d'équilibrage aérodynamique sont :

1. Charnière en retrait,
2. Equilibrage de corne.
3. Equilibrage interne.

III.2.11.1.1 Charnière en retrait

Dans ce cas, la ligne de charnière est déplacée derrière le bord d'attaque de la commande. Lorsque la ligne de charnière se déplace la surface de contrôle en avant de la ligne d'articulation augmente et d'après la distribution de pression de la figure (III.12), il est évident que $|C_{h\alpha t}|$ et $|C_{h\delta e}|$ diminueraient. L'extension vers l'extérieur est caractérisé par c_b/c_f . La figure (III.12) montre également des données expérimentales typiques sur les variations de $C_{h\alpha}$ et $C_{h\delta}$ avec c_b/c_f . Il convient d'ajouter que les changements de $C_{h\alpha}$ et $C_{h\delta}$ dépendent également :

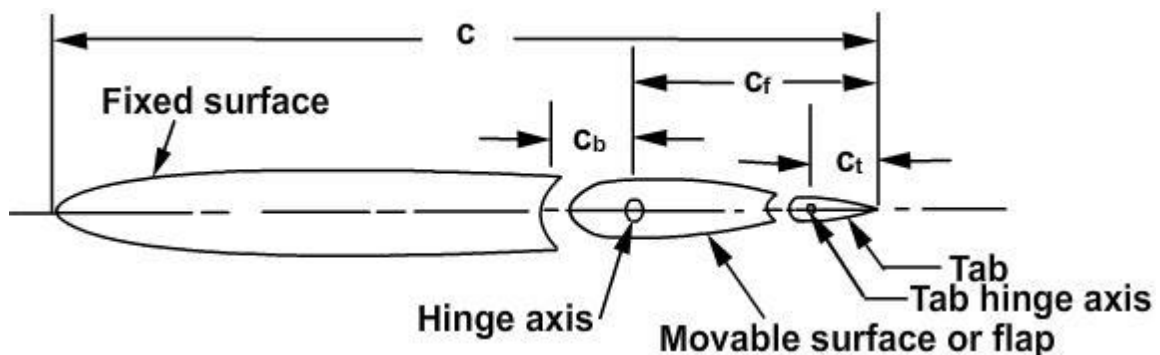


Figure III-11 : Paramètres de la surface de contrôle et les longueurs des cordes

III.2.11.1.2 Équilibre de la corne

Dans cette méthode d'équilibrage aérodynamique, une partie de la surface de contrôle près de l'extrémité dépasse la ligne de charnière; Il y a deux types d'équilibrage à cornet - blindé et non blindé. Le paramètre suivant est utilisé pour décrire l'effet de l'équilibrage du cornet sur $C_{h\alpha}$ et $C_{h\delta}$:

Stabilité statique latérale-directionnelle

$$\text{Paramètre} = \frac{(\text{surface du cornet}) \times (\text{corde moyenne du cornet})}{(\text{surface du contrôle}) \times (\text{moyenne du contrôle})}$$

La figure (III.13) montre les surfaces du cornet et de la surface de contrôle. Elle illustre également les changements $C_{h\alpha}$ et $C_{h\delta}$ dus au cornet par rapport à une surface de contrôle sans cornet.

L'équilibrage du cornet est parfois utilisé sur les empennages horizontaux et verticaux des avions à basse vitesse.



Figure III-12 : un cornet non blindé et blindé

III.2.11.2 Aileron frisé

L'aileron frisé est illustré sur la Figure (Figure III.14). Le bord d'attaque de l'aileron a une forme spécifique. L'aileron dévié vers le bas à un $C_{h\delta}$ négatif et l'aileron dévié vers le haut a un $C_{h\delta}$ positif. Cela réduit la force de commande nette. De plus, en raison de la forme particulière du bord d'attaque, l'aileron dévié vers le haut est projeté dans le champ d'écoulement et augmente la traînée. Cela réduit le lacet inverse.

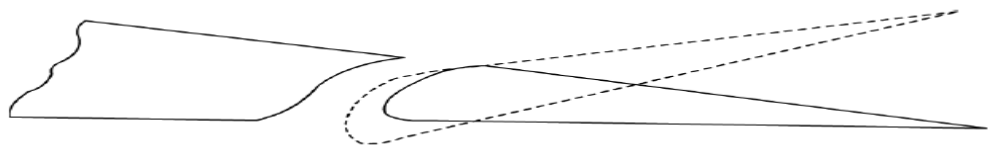


Figure III-13 : Aileron frisé

III.2.12 Commandes assistée et commande électrique et commandes de vol électriques

La force de commande augmente proportionnellement au cube de la dimension linéaire de l'avion et au carré de la vitesse de vol. Par conséquent, une faible valeur de $C_{h\delta}$ est exigé pour

Stabilité statique latérale-directionnelle

restreindre les forces de contrôle dans les limites humaines. Il peut être aussi bas que 0,0002. Il est impossible de le faire de manière cohérente en raison de la dépendance sensible de $C_{h\delta}$ à l'incertitude de fabrication. Il existe différents systèmes alternatifs pour assurer le bon fonctionnement des surfaces de contrôle.

- Les systèmes de surpression hydraulique sont utilisés pour stimuler l'effort du pilote grâce à un dispositif hydraulique.

- Les systèmes à commande assistée impliquent que les mouvements du pilote affectent les paramètres des systèmes électriques, ce qui entraîne le déplacement des commandes. Cela a entraîné l'apparition d'un système de pilotage électrique où les variations de vitesse, de vitesses angulaires, d'accélération, d'incidence et de dérapage sont repérées par des transducteurs adaptés. Par la suite, on évalue la réponse optimale de l'avion et on met en marche les gouvernes pour obtenir les résultats désirés. Un système de sensation artificielle est requis pour ce système afin de permettre au pilote d'évaluer le résultat des mouvements du manche/pédale par lui-même, tout en évitant tout mouvement excessif involontaire des gouvernes. Le multi-plexing est également requis pour ce système, c'est-à-dire des systèmes alternatifs pour prendre le relais en cas de défaillance de l'un des systèmes.

III.2.13 Équilibrage de masse du contrôle

Cela assure que le centre de gravité de la gouverne soit situé en amont ou sur la ligne de charnière.

III.2.14 L'empennage entièrement mobile

Pour certaines grandes avions militaires et civils, l'ensemble de l'empennage horizontal est pivoté et ajusté pour augmenter le contrôle longitudinal.

III.2.15 Elevons

Dans une configuration sans empennage, comme celle utilisée par exemple sur l'avion Concorde, les fonctions de la gouverne de profondeur et de l'aileron sont fusionnées dans des surfaces de contrôle appelées élevons. Ces élevons, tout comme les ailerons, sont placés près de l'extrémité de l'aile. Cependant, les surfaces mobiles des deux moitiés d'aile peuvent se déplacer soit dans la même direction, soit dans des directions opposées. Lorsqu'ils se déplacent dans la même direction, ils contrôlent le tangage de l'avion, tandis que lorsqu'ils se déplacent dans des directions opposées, ils contrôlent son roulis.

Stabilité statique latérale-directionnelle

III.2.16 Empennage en V

Dans certaines anciennes conceptions d'avions, les fonctions des empennages horizontales et verticales étaient regroupées dans une configuration en forme de V. Bien que la surface de l'empennage en V soit généralement inférieure à la somme des surfaces de l'empennage horizontal et vertical, cela entraîne souvent un couplage non désiré entre les mouvements latéraux et longitudinaux. En conséquence, cette configuration est rarement utilisée.

III.2.17 Configuration avec deux empennage verticaux

À des vitesses supersoniques, la variation de la portance par rapport à l'angle d'attaque ($dC_L/d\alpha$) est directement proportionnelle à $1/(M_\infty^2 - 1)^{1/2}$, où M_∞ représente le nombre de Mach de l'écoulement d'air libre. Par conséquent, le coefficient de portance par rapport à l'angle d'attaque ($C_{L\alpha}$) et, par extension, l'efficacité de l'empennage, diminuent considérablement à des nombres de Mach élevés. C'est pourquoi certains avions militaires sont équipés de deux empennages verticaux de taille modérée au lieu d'un seul grand empennage.

Le Chapitre IV

Résultats et interprétation

Résultats et interprétation

IV.1 Introduction

Dans ce chapitre , les résultats et les courbes sont obtenus par le programme Matlab réalisé. L'étude faite sur la stabilité statique consiste à vérifier les dix (10) critères de la stabilité statique d'un avion.

IV.1.1 Description de programme

Matlab est une plateforme de calcul numérique et de programmation utilisée par des millions d'ingénieurs et de scientifiques pour analyser des données, développer des algorithmes et créer des modèles .

IV.1.2 Model de l'avion et de Drone

IV.1.2.1 L'avion CSIR-SARAS

CSIR-SARAS est le modèle d'avion choisi car il vole en régime subsonique et présente une géométrie assez simple. Il s'agit d'un avion de transport léger polyvalent développé localement par CSIR. Il peut transporter au maximum de 14 passagers. Il a un caractère non conventionnel la configuration des hélices à double avec les moteurs à l'extrémité arrière du fuselage. Il a un empennage horizontal haut. Il est alimenté par deux turbopropulseurs PT6A 66 à quatre pales de Pratt et Whitney.

Détails de l'Avion

➤ Géométrie de l'aile

Envergure : 14,7 m

Surface : 25.725 m²

Corde aérodynamique moyenne: 1,90429 m

Flèche du bord d'attaque: 5°

Flèche c/2: 0°

Flèche c / 4: 0°

Dièdre: 4°

Incidence: 2°

Rapport de conicité: 0,32

Allongement: 8,4

➤ Géométrie du fuselage

Longueur: 13,90 m

Diamètre maximum: 1,95 m

Résultats et interprétation

➤ Géométrie de l'empennage Horizontale

Envergure: 6,09 m

Surface : 7 m²

Corde aérodynamique moyenne: 1.485 m

Flèche du bord d'attaque: 13°

Flèche c / 2: 5°

Flèche c / 4: 7°

Rapport de conicité: 0,341

Allongement: 5,29

Angle dièdre: 4°

➤ Géométrie empennage verticale

Envergure: 2,92 m

Surface : 7.358 m²

Corde fondamentale: 2,99 m

Corde aérodynamique moyenne: 2,54 m

Flèche du bord d'attaque: 40°

Flèche c / 2: 28°

Flèche c / 4: 30°

Rapport de conicité: 0,685

Allongement : 1,15

➤ Conditions de vol

Altitude : 9000 mètres

Nombre de Mach: 0,457

Viscosité cinématique: 3,195 ×10⁻⁵

Densité: 0,446 Kg/m³

Vitesse du son: 303,76 m / sec

Vitesse de vol: 138.889

Poids de l'avion: 5800 kg

Résultats et interprétation

IV.1.2.2 Drone

Le drone choisi est un predator

Détails de Drone

➤ Géométrie de l'aile

Envergure : 38 ft

Surface : 181 ft²

AR_w : 7.978

Corde d'aile : 1.111

Dièdre: 6°

Incidence: 2,2°

➤ Géométrie du fuselage

Surface : 64.67 ft²

Envergure : 24.7 ft

Diamètre : 2.222 ft

➤ Géométrie Horizontale de l'empennage

Envergure: 24 27 ft

Surface : 27.5 ft²

Dièdre : 0°

Flèche c / 2: 0°

Flèche c / 4: 0°

AR_h : 3.966

Incidence : 0°

Géométrie empennage verticale

Envergure: 5.517 ft

Surface : 39.4 ft²

Flèche c / 2: 23,4°

Flèche c / 4: 32,06°

D' autre paramètre

Ixx = 7491

Iyy = 1741.5

Résultats et interprétation

$$I_{zz} = 8553.9$$

$$I_{xz} = 0$$

$$M = 0.3382$$

$$W = 3900 \text{ lbf}$$

IV.2 Les résultats

IV.2.1 Cas longitudinaux

➤ Pour l'avion

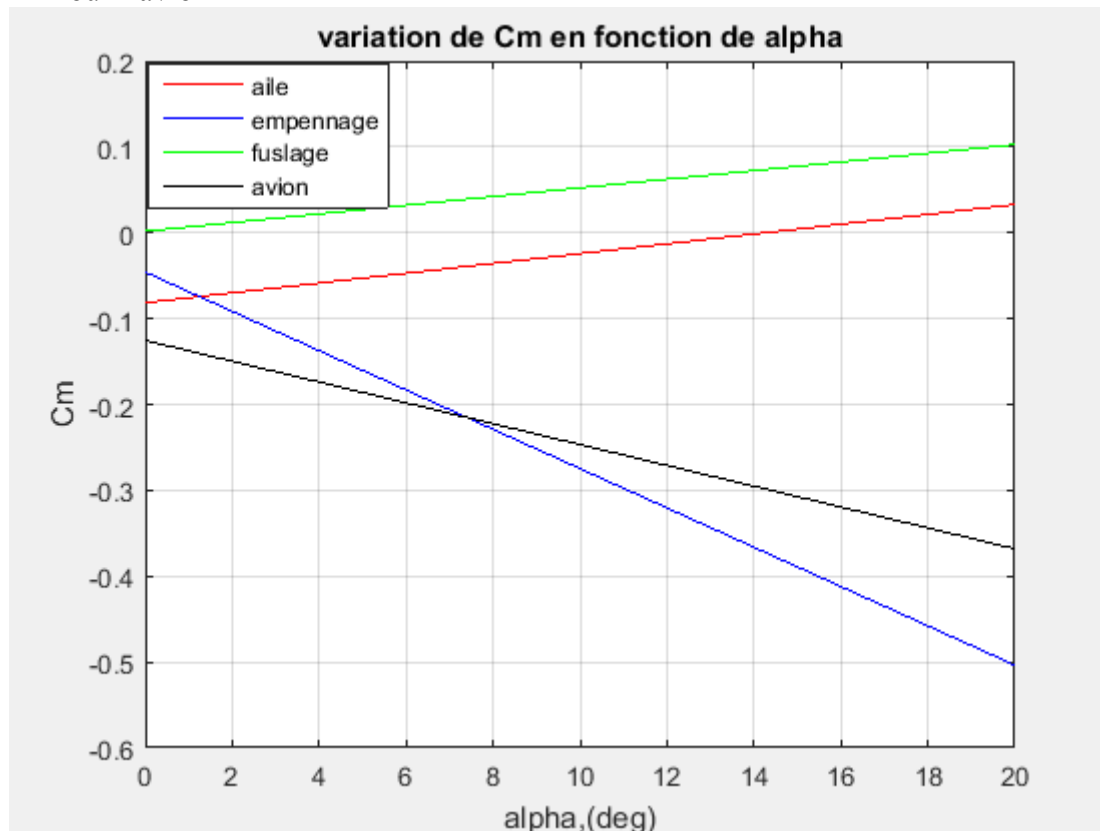


Figure IV-1 : la variation de coefficient de moment de de tangage avec l'angle d'attaque

La courbe représente la variation de le coefficient de moment de tangage avec l'angle d'attaque pour l'aile, l'empennage, le fuselage et l'avion ; on observe que pour empennage le coefficient de moment de tangage (C_m) diminue avec l'augmentation de l'angle d'attaque au contraire pour l'aile et le fuselage, il augmente avec l'angle d'attaque. Par conséquent, l'aile et le fuselage sont des composants déstabilisants pour l'avion mais l'empennage sa pente est négative alors c'est un élément stabilisant pour l'avion.

➤ Pour Le Drone

Résultats et interprétation

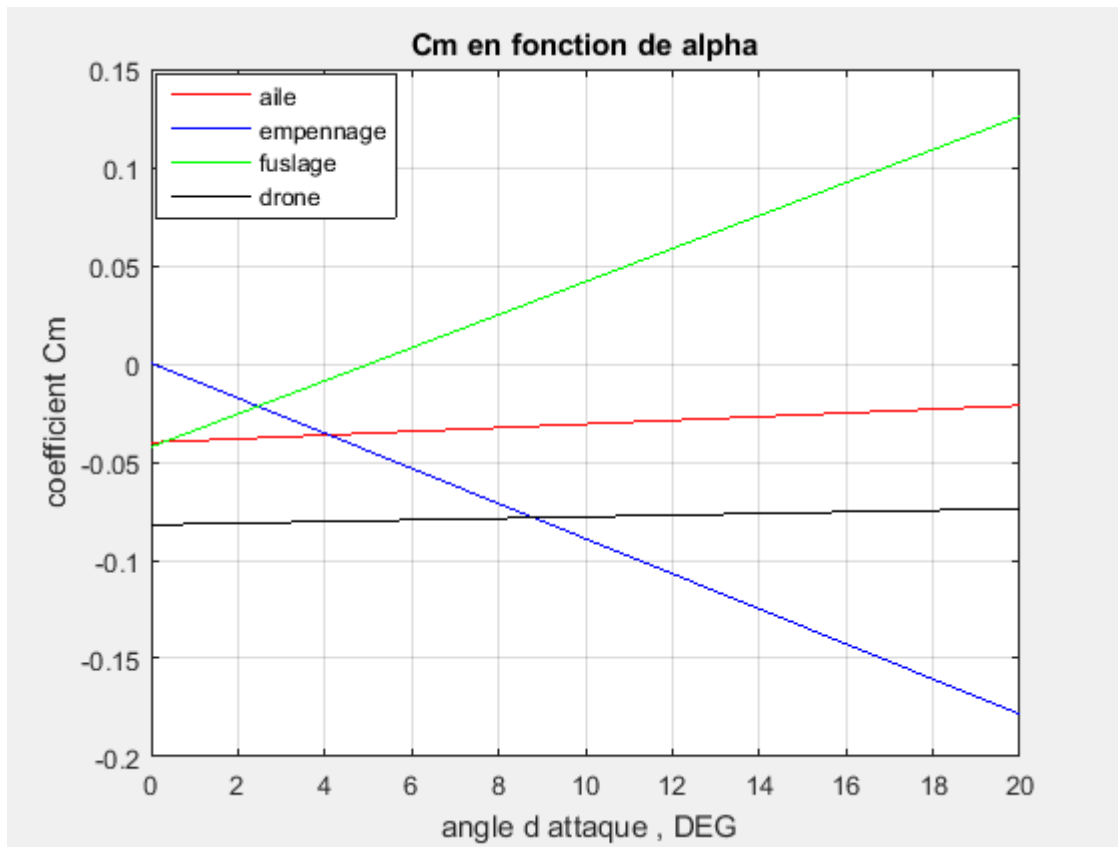


Figure IV-2 : la variation de coefficient de moment de de tangage avec l'angle d'attaque

La courbe représente la variation de le coefficient de moment de tangage avec l'angle d'attaque pour l'aile, l'empennage, le fuselage et le drone ; on observe que pour empennage le coefficient de moment de tangage (C_m) diminue avec l'augmentation de l'angle d'attaque au contraire le fuselage, il augmente avec l'angle d'attaque ;mais on observe une très petite variation avec augmentation.Par conséquent, le fuselage est un composant déstabilisant pour le drone mais l'empennage sa pente est négative alors c'est un élément stabilisant pour l'avion.

IV.2.2 Cas stabilité latérale-directionnelle

- Pour l'avion

Résultats et interprétation

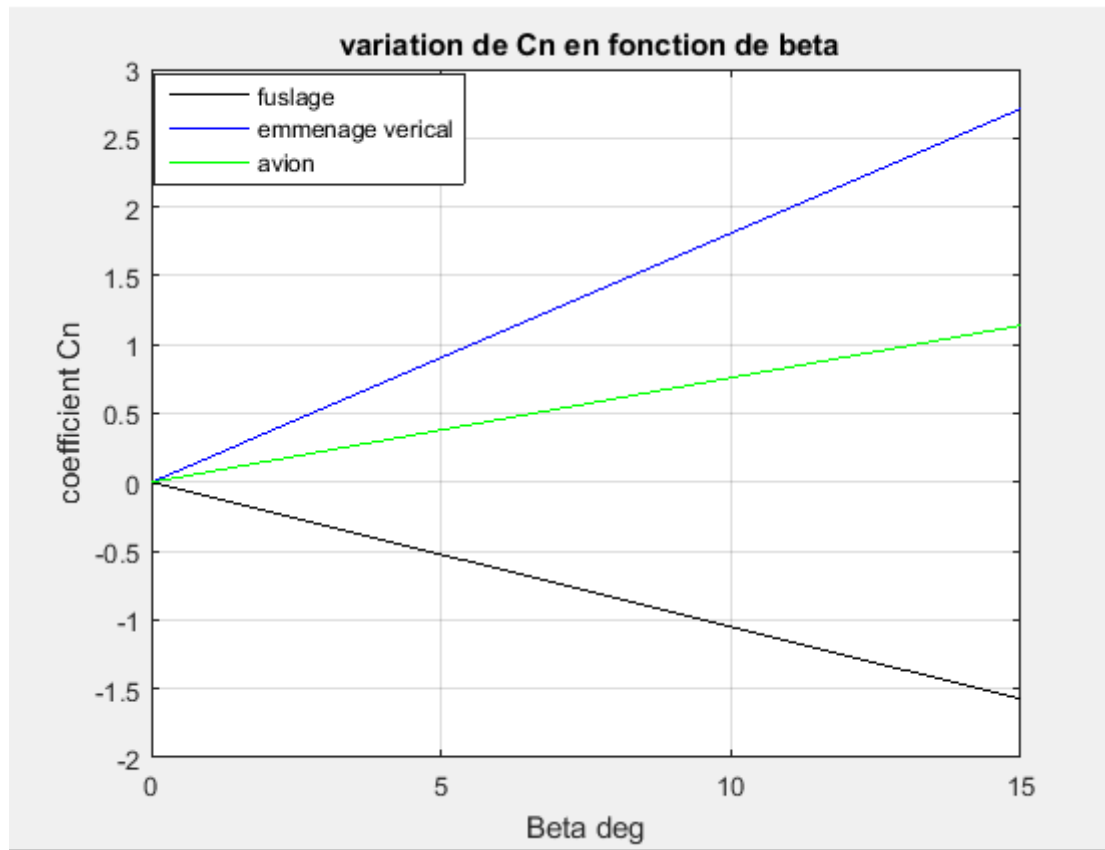


Figure IV-3 : Variation de coefficient de moment de lacet avec l'angle de dérapage

La courbe représente la variation du coefficient de moment de lacet avec l'angle de dérapage pour l'empennage vertical, le fuselage et l'avion ; on observe que pour fuselage le coefficient de moment de lacet (C_n) diminue avec l'augmentation de l'angle de dérapage au contraire pour l'empennage verticale et l'avion augment avec l'angle de dérapage. Par conséquent, le fuselage est composant déstabilisant mais l'empennage vertical est un élément stabilisant pour cet avion.

Résultats et interprétation

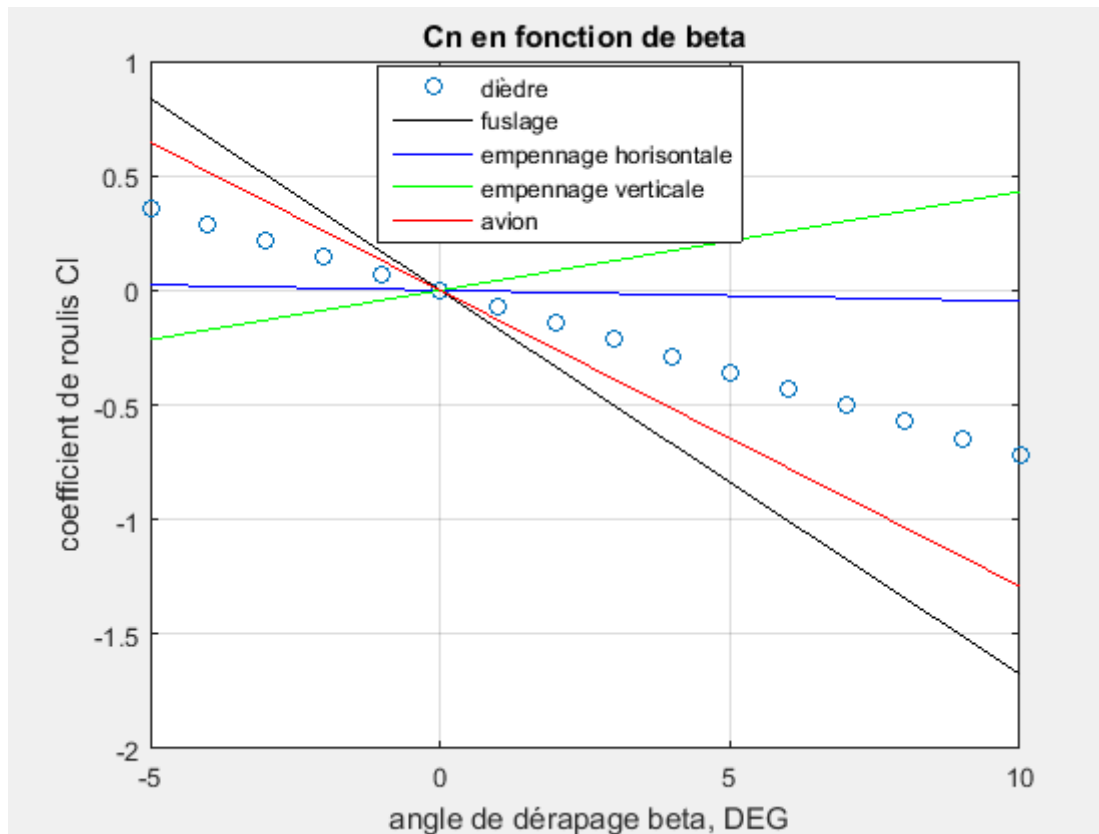


Figure IV-4 : Variation du coefficient de moment de roulis avec l'angle de dérapage

Dans cette figure, on trace la variation du coefficient de moment de roulis avec l'angle de dérapage pour l'empennage vertical, l'empennage horizontal, le fuselage et l'avion. On observe que l'effet de l'empennage horizontal est très faible, et pour l'avion, fuselage et dièdre diminué avec l'augmentation de l'angle de dérapage donc sont stables. Sauf l'empennage verticale est instable, d'après ce que nous avons étudié dans les chapitres précédemment.

➤ Pour drone

Résultats et interprétation

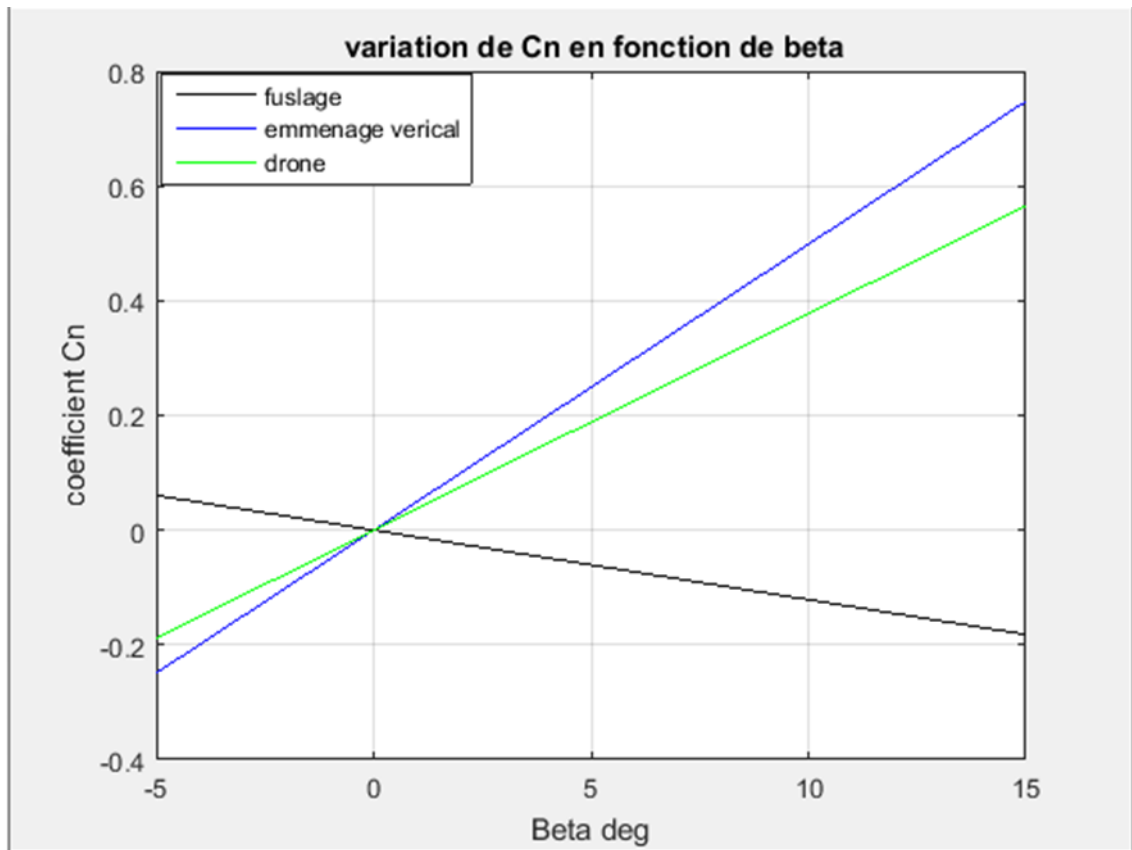


Figure IV-5 : Variation de coefficient de moment de lacet avec l'angle de dérapage

La courbe représente la variation du coefficient de moment de lacet avec l'angle de dérapage pour l'empennage vertical, le fuselage et drone ; on observe que pour fuselage le coefficient de moment de lacet (C_n) diminue avec l'augmentation de l'angle de dérapage au contraire pour l'empennage verticale et drone augmentent avec l'angle de dérapage. Par conséquent, le fuselage est composant déstabilisant mais l'empennage vertical est un élément stabilisant pour cet drone.

Résultats et interprétation

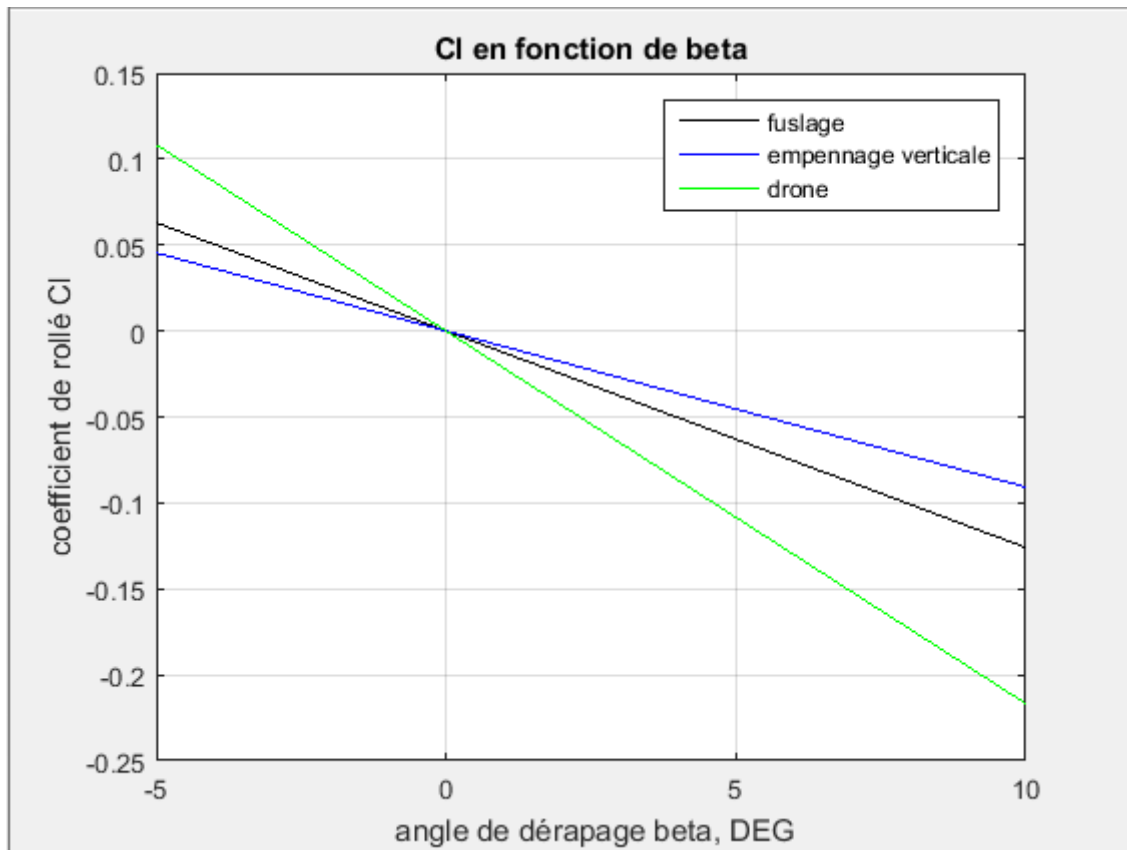


Figure IV-6 : Variation du coefficient de moment de roulis avec l'angle de dérapage

Dans cette figure, on trace la variation du coefficient de moment de roulis avec l'angle de dérapage pour l'empennage vertical, le fuselage et le drone. On observe que les trois courbes ont une pente négatives alors sont des éléments stabilisants.

Tableau IV-1 : Les critères de la stabilité pour l'avion

N°	Les critères	Valeur	Vérification de stabilité
1	$C_{L\alpha} > 0$	6.284	Vérifie
2	$C_{m\alpha} < 0$	-1.01	Vérifié
3	$C_{mu} < 0$	0	Neutre
4	$C_{mq} < 0$	-24.50	Vérifie
5	$C_{y\beta} < 0$	-0.943	Vérifie
6	$C_{n\beta} >$	0.08	Vérifie
7	$C_{l\beta} < 0$	-0.1525	Vérifie
8	$C_{nr} < 0$	-0.1460	Vérifie

Résultats et interprétation

9	$C_{lp} < 0$	0.508	No vérifie
10	$C_{Txu} - C_D$	Néglégeble	//

Chapitre V

Conclusion

Conclusion générale

Notre recherche s'inscrit dans l'étude de la stabilité statique latérale-directionnelle et longitudinale d'un avion principalement et d'un drone en seconde, mettant en lumière l'intérêt de l'importance de la stabilité statique dans la conception et la sécurité des aéronefs.

Pour notre cas à l'aide d'un logiciel de Matlab, on a étudié la stabilité statique pour l'avion CSIR-SARAS et pour le drone choisi le Predatore.

D'après les résultats obtenus par MATLAB, on peut noter que :

La stabilité statique est influencée par plusieurs paramètres géométriques et aérodynamiques ;

- Pour le cas longitudinal :
 - L'angle d'attaque
 - L'angle de calage d'aile
 - La surface de l'aile et l'empennage
 - La position du centre de gravité et la position de centre aérodynamique
 - L'allongement de l'aile
- Pour le cas latéral-directionnel
 - L'angle de dièdre
 - L'angle de flèche
 - La corde aérodynamique
 - L'allongement
 - La surface de l'empennage

La stabilité statique totale de l'avion est le résultat de la stabilité de chaque composant de l'avion ; l'aile, le fuselage, l'empennage verticale et horizontale et il est possible qu'un composant de l'avion soit déstabilisant alors que l'avion est stable.

REFERENCES

1. AIRCRAFT DYNAMICS From Modeling to Simulation ,Marcello R. Napolitano.
2. Thèse:Détermination des coefficients aérodynamique et les dérivées de stabilité d'un avion conventionnel en régime subsonique,par Mr Merzougui Ilyas,Département d'Aéronautique,2012/2013
3. (AIAA Education) Thomas R. Yechout, Steven L. Morris, David E. Bossert, Wayne F. Hallgren - Introduction to aircraft flight mechanics_ performance, static stability, dynamic stability, and classical feedback control Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1801.
4. Roskam, J. "Methods for Estimating stability and control derivatives of conventional subsonic airplanes" published by author 1973
5. Nelson, R.C. "Flight stability and automatic control", McGraw Hill 2 nd Edition 1998.
6. Royal Aeronautical Society data sheets – Now known as Engineering Sciences Data Unit (ESDU).
7. Hoak, D.E. et al. "USAF Stability and control DATCOM," Air Force Wright Aeronautical Laboratories Technical Report 83 3048, October 1960 (Revised April 1978). Note: Digital DATCOM can be accessed from net.
8. Perkins, C.D. & Hage, R.E., "Aircraft performance, stability and control", John Wiley 1949.
9. Roskam, J. (a) "Methods for estimating drag polars of subsonic airplanes" and (b) "Methods for Estimating stability and control derivatives of conventional subsonic airplanes" published by author 1973.
10. McCormick, B.W. "Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics", John Wiley 1995.
11. Etkin, B. and Reid L.D. "Dynamics of Flight –Stability and Control" 3rd Edition, John Wiley 1996.
12. Pamadi, B. "Performance, stability, dynamics and control of airplanes", 2nd Edition AIAA 2004.
13. Phillips , W.R. "Mechanics of flight "2nd Edition John Wiley 2010.
14. Jackson , P. (Editor) "Jane's all the world's aircraft" Published annually by Jane's information group Ltd., Surrey , U.K.

REFERENCES

15. Teper , G.L. “Aircraft stability and control data” NASA CR 96008, April 1969.
16. Perkins C.D. (Editor) “ AGARD flight test manuals stability and control” Pergaman, (1959).
17. Dommasch, D.O., Sherby, S.S., Connolly, T.F. “Airplane aerodynamics” Fourth Edition Pitman 1967.
18. Sears , R.I. “Wind tunnel data on the aerodynamic characteristics of control surfaces “ NACA ACR 3L08, Dec.1943, also NACA-WR-L- 663. This report can be downloaded from the website of “ NASA Technical Report Server (NTRS) ”.
19. Kundu, A.K. “Aircraft design” Cambridge University Press 2010.